TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ROK V. WARSZAWA – LISTOPAD 1937 r. Nr. 11

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

TREŚĆ:

KLEJENIE KAZEINĄ W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

Inż. WACŁAW CZERWIŃSKI

Wstęp

W ostatnich czasach bardzo aktualną sprawą stała się technologia klejenia w drewnianych konstrukcjach lotniczych. Sprawa ta zyska jeszcze u nas na ważności wtedy, gdy w konstrukcjach drewnianych przeważać będzie typ skorupowy o nośnych powłokach. Podczas, gdy w ostatnim dziesięcioleciu zauważyć się dawała wyraźnie ucieczka od stosowania drewna w lotnictwie, to dzisiaj daje się stwierdzić powolny nawrót do niego. Powodem tego jest przede wszystkim dążenie do potanienia produkcji lotniczej, oraz przewidywanie konieczności stosowania surowców krajowych w razie wojny.

W związku z tym spostrzegać się daje również wyraźne szukanie nowych dróg konstrukcyjnych w stosowaniu drewna, a to szczególnie w budowie kadłubów i sterów, przez stosowanie drewna o bardzo małym ciężarze gatunkowym (balza), oraz używanie powłok sklejkowych, wyłącznie jako części obciążonych i pracujących. Usilne poszukiwania czyni się też za nowymi gatunkami klejów, zwłaszcza typu bakelitowego fenolowego (Tego) lub też karbamidowego (Kaurit). Jak dotychczasowa praktyka wykazała, kleje te w postaci roztworów lub cienkich filmów nadają się wyłącznie do klejenia sklejek lub do wyrobu t. zw. ulepszonego drewna, nie nadają się zaś do pracy w warsztacie (stolarni) z powodu zbyt małej końcowej wytrzymałości połączenia w porównaniu do klejów kazeinowych. Natomiast sklejki klejone bakelitem posiadają w porównaniu do sklejek kazeinowych tak cenne własności, że wyparły je z rynku lotniczego prawie całkowicie.

Jako najważniejsze zalety sklejki bakelitowej należy wymienić zupełną odporność na działanie wody i wilgoci oraz większą sztywność i wytrzymałość w porównaniu do innych sklejek. Szczególnie cenną jest zupełna odporność na wodę, która pozwala na łatwe formowanie sklejki w stanie mokrym prawie w dowolne kształty.

Technologia klejenia ze sobą prętów sosnowych, świerkowych i jesionowych przy pomocy kleju kazeinowego nie nastręcza poważniejszych trudności, i nią tutaj zajmować się nie będę. Nie ma też zbytnich trudności w klejeniu sklejek olchowych kazeinowych lub bakelitowych. Większe jednak trudnosci napotyka się przy klejeniu sklejki brzozowej, zarówno kazeinowej jak i bakelitowej. Szczególnie ta ostatnia nastręcza poważniejsze trudności, ze względu na swoją dużą sztywność, nieprzepuszczalność dla wody, oraz bardzo gładką powierzchnię i zwięzłą strukturę. Sklejka ta jednak jako gatunkowo najwyższa znajduje obecnie najszersze zastosowanie w drewnianej konstrukcji lotniczej.

Często spotyka się zdanie, że bakelitowa sklejka jest niepodatna zupełnie dla poprawnego klejenia kazeiną. Zdanie to zdają się potwierdzać niektóre próby, przeprowadzone na wykonanych fabrycznie samolotach, w których stwierdzono niewłaściwe sklejenie. Jednakże inne próby, wykonywane na samolotach czy też szybowcach budowanych w warsztatach, w których technologię klejenia sklejki brzozowej dobrze opracowano, wykazują, że przy specjalnej uwadze i odpowiedniej metodzie można klejenie to wykonać niezawodnie.

Metoda

Analizując wszystkie czynniki, wpływające na jakość klejenia, jako najważniejsze wymienić należy:

a) Stosowanie właściwego kleju kazeinowego,

b) Właściwe przygotowanie powierzchni sklejki,
c) Ochrona powierzchni klejonych przed zakurzeniem i zatłuszczeniem,
d) Właściwe przygotowanie i nakładanie kleju,
e) Zastosowanie właściwego ciśnienia na sklejone powierzchnie w czasie schnięcia,
f) Utrzymanie odpowiedniej tempratury oraz wilgotności w czasie schnięcia.

Omówimy po kolei wszystkie te czynniki.

a) Stosowanie właściwego kleju.

Jak wiadomo, klej kazeinowy składa się z kazeiny, zasady oraz środków wypełniających i konserwujących. W czasie rozrabiania kleju, kazeina rozpuszcza się w wodzie za pośrednictwem zasady (najczęściej wapna). Środki wypełniające (kreda, fluorek sodowy, cement itp.) mają na celu nadanie wyschniętej masie odpowiedniej struktury i elastyczności, jak również podwyższyć odporność wyschniętego kleju na wodę. Najczęściej używany jest do tego celu fluorek sodowy, który wchodząc w reakcję z wapnem, tworzy związki całkowicie nierozpuszczalne w wodzie (fluorki wapnia). Również przez dodanie soli niektórych metali, np. miedzi, podwyższa się odporność kleju na wodę, oraz zabezpiecza się przed psuciem i pleśnią. Środki konserwujące zabezpieczają klej przed popsuciem, zanim się go użyje. Są to przede wszystkim środki chroniące klej przed wilgocią (nafta).

Wszystkie składniki, użyte do sporządzenia kleju, muszą być w pierwszorzędnym gatunku i zupełnie świeże. Zmienna jakość naszych klejów handlowych jest spowodowana wyłącznie przez wytwórców, którzy po zatwierdzeniu kleju przez I. T. L. oraz wprowadzeniu go na rynek dla zwiększenia zysku, zaczynają dawać gorsze surowce. Dlatego też, jeżeli firmy te nie znajdują się pod stałym nadzorem odbiorcy, każda zakupiona partia kleju powinna przejść próby wytrzymałościowe, oraz próby odporności na wodę.

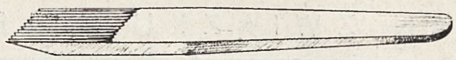
Drugim czynnikiem, decydującym o jakości kleju, jest jego wiek oraz sposób opakowania i przechowywania. Najlepszy jest klej zupełnie świeży, jego zdolność klejenia zmniejsza się jednak stale z czasem. Jako najdłuższy czas zdatności kleju do celów lotniczych uważać należy 3—4 miesiące, licząc od daty wytworzenia.

Opakowanie musi być zupełnie szczelne; najlepiej nadają się do tego puszki blaszane, zamykane blaszanym denkiem. Objętość tych puszek powinna być taka, ażeby zaraz po otworzeniu całą jej zawartość zużyć. Opakowanie inne, np. w faskach drewnianych, jest dla celów lotniczych niedopuszczalne. Klej w takim opakowaniu psuje się zazwyczaj w drodze do odbiorcy.

Przechowywać należy klej w ubikacjach chłodnych i bezwzględnie suchych.

b) Właściwe przygotowanie powierzchni sklejki.

Jak już wspomniano, sklejka brzozowa bakelitowa jest zupełnie nie przygotowana do klejenia. Zbita i gładka powierzchnia nie pozwala klejowi na wniknięcie wgłąb sklejki, która z tego powodu łatwo odpryskuje od kleju po zupełnym wyschnię-



Rys. 1.

ciu. Dobre połączenie kleju ze sklejką zagwarantować można jedynie przez porowkowanie (nażłobkowanie, pocanowanie) zewnętrznej warstwy sklejki, podobnie jak to się robi w czasie klejenia drewna. Żłobienie to zwiększa powierzchnię styku kleju ze sklejką i ułatwia wniknięcie kleju wgłąb, przy czym żłobki spełnią w przyszłości rolę zbiorniczków na klej.

Żłobkować należy specjalnym narzędziem (skrobakiem), przygotowanym na wzór żelazka do strugą zębaka. Gęstość ząbków powinna wynosić 20—30 ząbków na 1 cm. szerokości narzędzia. Nie poleca się stosować większych ząbków, z powodu wyraźnego osłabienia sklejki zbyt głębokimi rowkami, bez zysku na powierzchni.

Skrajne ząbki narzędzia powinny być stępione lub zaokrąglone, ażeby uniknąć przecinania sklejki brzegiem narzędzia przez niewprawnego pracownika. Żłobkować należy jedynie wzdłuż włókien sklejki na szerokości przyszłego klejenia. Żłobkowanie wzdłuż włókien zapobiega zbytniemu osłabieniu sklejki, któreby mogło nastąpić przez poprzecinanie włókien. W przyszłości miejsca żłobkowania będą wzmocnione nałożonym klejem oraz podkładką, do której sklejkę przyklejono. Miejsca żłobkowania najłatwiej oznaczyć, przykładając sklejkę do konstrukcji i obrysowując ołówkiem od wewnątrz wszystkie ścianki i pręty. Przy łączeniu ze sobą sklejek należy powierzchnie sfazowane również starannie pożłobkować w kierunku zewnętrznych włókien.

Stosowaną często metodę szlifowania przyszłego miejsca sklejenia papierem ściernym uważam za wręcz szkodliwą, gdyż nie daje ona odpowiedniego stopnia szorstkości i pozostawia po szlifowaniu pyłek, który przylgnąwszy do sklejki izoluje ją następnie od nałożonego kleju.

c) Ochrona powierzchni klejowych przed zakurzeniem i zatłuszczeniem.

Warsztat, w którym się klei, powinien być zupełnie wolny od kurzu. Nie należy nigdy kleić w ubikacji, w której z natury rzeczy dużo osób przechodzi, lub gdzie pracują obrabiarki do drzewa. Kurz, osiadły na sklejce działa szkodliwie z tego powodu, że izoluje właściwą powierzchnię sklejki od kleju, nie pozwalając mu wniknąć wgłąb zewnętrznej warstwy.

Powierzchnię sklejenia należy wykończyć ostatecznie tuż przed rozpoczęciem klejenia. Powierzchnie wykończone wcześniej i pozostawione przez parę godzin zawsze się zakurzą lub zatłuszczą przez dotykanie ich rękami pracowników. Tuż przed smarowaniem klejem należy zawsze przetrzeć powierzchnie klejone czystą szczotką włosianą lub twardym czystym pędzlem. Usuwa się w ten sposób częściowo kurz i resztki wiórów z obróbki, które mogą przeszkodzić dokładnemu zetknięciu się sklejonych powierzchni.

d) Właściwe przygotowanie i nakładanie kleju.

Klej kazeinowy należy rozrabiać w naczyniach szklanych, glinianych lub drewnianych, według re-

cepty wytwórcy. Klej ten jako silnie zasadowy atakuje inne materiały, tracąc sam na wytrzymałości. Przygotowywać należy naraz tylko taką ilość kleju, ażeby wystarczyła na pracę od 3—4 godzin, gdyż siła klejenia dla kleju rozrobionego zmniejsza się szybko z czasem. Z tego też powodu może się opłacać indywidualne rozrabianie kleju przez poszczególnych pracowników, pod warunkiem jednakże posiadania wysoko fachowego i odpowiedzialnego personelu.

W każdym innym wypadku zorganizować należy rozrabianie kleju w większej ilości, wystarczającej dla całego warsztatu na 3—4 godzin, przez pracownika wyłącznie do tego celu wyznaczonego. Przepuszczanie kleju przez młynek lakierniczy lub przeciskanie go przez płótno w celu dokładnego rozmieszania i usunięcia grudek nie jest wskazane, gdyż w czasie tej operacji klej styka się na dużej powierzchni z metalami i powietrzem, tracąc na wytrzymałości. Jeżeli klej wykazuje nierozpuszczalne grudki lub inne mechaniczne zanieczyszczenia, winien tu jedynie wytwórca, za jakość kleju całkowicie odpowiedzialny.

Smarować klejem należy zawsze dwie części sklejane, nakładając go dość obficie drewnianą łopatką. Szczególnie starannie smarować należy sklejkę brzozową, pozostawiając nasmarowany klej 7—10 minut na sklejce, ażeby umożliwić dokładne zwilżenie powierzchni i wniknięcie kleju wgłąb narowkowanej warstwy. Zabezpieczamy się w ten sposób przed zbyt dokładnym wyciśnięciem kleju nazewnątrz w czasie dociskania sklejki.

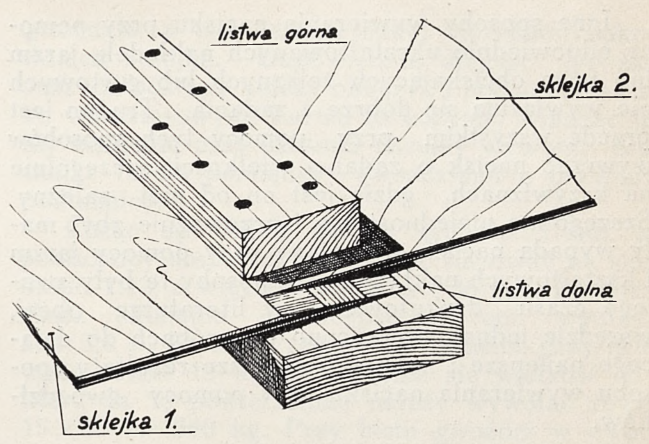
e) Zastosowanie właściwego ciśnienia na sklejone powierzchnie.

Ażeby połączenie klejem kazeinowym wypadło możliwie najmocniej, trzeba w czasie schnięcia wywierać na powierzchnie klejenia pewne optymalne ciśnienie.

Ciśnienie to dla kleju kazeinowego wynosi około 30 kg/cm². Przy stosowaniu docisków mniejszych, wytrzymałość klejenia maleje zrazu wolno, następnie coraz szybciej. I tak dla docisku 20 kg/cm² wytrzymałość połączenia spada o około 2%, przy 10 kg/cm² około 6%, zaś przy 5 kg/cm² około 25%. (E. Mörath, H. Mertz). W praktyce, należy zdaniem autora stosować dociski 10—15 kg/cm², gdyż dają one jeszcze wyniki bliskie maksymalnych i są stosunkowo łatwe do urzeczywistnienia w warsztacie.

Ciśnienie to można wywołać, używając do tego ścisków lub pras, z którymi jednakowoż nie wszędzie można się dostać.

We wszystkich wytwórniach samolotów drewnianych stosuje się prawie wyłącznie dociski, wywołane gwoździkami lub wkrętami. Miejsce łączenia sklejek obejmuje się dwiema listwami od góry i od dołu (rys. 2), w które wbija się gwoździe. Przy łączeniu sklejek na konstrukcji dolną listwę stanowią zazwyczaj ścianki, podłużnice lub żebra. Ażeby sobie ułatwić pracę, nabija się zwykle gwoździkami listwę górną w odpowiednich odstępach (rys. 3), po czym przyłożywszy ją do miejsca sklejenia, wbija się gwoździki młotkiem przez sklejki do konstrukcji.



Rys. 2.

Wielkość ciśnienia, wywołanego przy pomocy gwoździków, należy od:

a) Wymiarów gwoździa (grubości oraz długości wbicia w podkładkę dolną),
b) Odstępu pomiędzy gwoździami,
c) Rodzaju powierzchni gwoździ,
d) Gatunku drewna zastosowanego na podkładkę dolną.

Zazwyczaj wszystkie wytwórnie używają do tego celu gwoździków żelaznych polerowanych lub kadmowanych, o grubości około 1 mm oraz długości dobranej odpowiednio do grubości sklejek z podkładkami. Przy pomocy takich gwoździ można według pomiarów autora wywołać docisk około 1,5 kg na 1 mm zagłębienia gwoździa w podkładkę sosnową. Chcąc więc wywołać takim gwoździem nacisk 30 kg musimy go wbić w podkładkę sosnową na głębokość około 20 mm. W podkładce świerkowej gwóźdź taki trzyma znacznie słabiej, a mianowicie około 0,8-1 kg. na 1 mm długości.

Zważywszy, że część tego docisku musi być użyta na dogięcie sklejki na krzywiznach lub w miejscach niedoskonale dopasowanych, może się okazać konieczność wbijania gwoździków bardzo gęsto, co znacznie osłabia pracującą sklejkę. Ażeby temu zaradzić, należy dawać wystarczająco grube podkładki dolne. Całkiem źle się jednak sprawa przedstawia, gdy mamy np. za zadanie połączyć sklejkę brzozową na żeberku o wymiarze 6×6 mm. Wywarty takimi gwoździkami docisk będzie zawsze zbyt mały, co w rezultacie da niepewne sklejenie.

Doskonałe wyniki uzyskuje się stosując gwoździki o szorstkości powierzchni zwiększonej przy pomocy hydrolitycznego pomiedziowania. Miedziowanie takie wykonywa się, oczyszczając gwoździe w rozcieńczonym kwasie solnym i zanurzając je po dokładnym wypłukaniu do wodnego roztworu siarczanu miedzi. Nałożona w ten sposób warstewka miedzi wywołuje dzięki swojej płytkowej strukturze bardzo duże tarcie pomiędzy gwoździkiem a drewnem. Pomiary wykazują, że w ten sposób ulepszonym gwoździkiem można wywołać nacisk około trzykrotnie większy, aniżeli gwoździkiem zwykłym. W drewnie sosnowym trzyma taki gwoździk około 4 kg na 1mm długości, zaś w świerkowym — około 3 kg. — Cyfry te zależą przede wszystkim od rodzaju i jakości drewna, użytego na podkładkę dolną.

Inne sposoby wywierania nacisku przy pomocy odpowiednio ukształtowanych nakładek, jarzm lub taśm obciskających żelaznych lub gurtowych nie wywiązują się dobrze z zadania. Trudno jest przede wszystkim przy pomocy tych sposobów wywrzeć nacisk o żądanej wielkości, szczególnie na krzywiznach, gdzie jest on od niej zależny. Szczególnie niejednostajny i przeważnie zbyt mały wypada nacisk, wywołany przy pomocy jarzm i kształtowych nakładek. — Sposoby te były swojego czasu dyskutowane w literaturze obcej, wszędzie jednak powrócono po próbach do dającego najlepsze i najjednostajniejsze rezultaty sposobu wywierania nacisku przy pomocy gwoździków.

Charakter rozkładu nacisku zależy od wymiarów i jakości użytej pod łebki gwoździ listwy. Listwa ta musi być nieco szersza od szerokości klejenia i wystarczająco gruba, ażeby wywołać praktycznie jednostajny nacisk na całej powierzchni pomiędzy dwoma gwoździkami. Najodpowiedniejszym materiałem na listwy jest sosna lub świerk, zaś na powierzchnie krzywe — gospodarcza sklejka olchowa, krajana w paski wpoprzek włókien. Stosunek grubości listwy do jej szerokości powinien wynosić 1:3 do 1:2,5. Jeżeli klejone miejsce jest bardzo szerokie, należy przybić kilka listew (nakładek) obok siebie.

Gwoździe trzeba dobijać mocno młotkiem, zgniatając częściowo nakładkę górną. Zgniecione drewno nakładki, rozprężając się, wywołuje docisk, którego wielkość zależy jedynie od tego, jakiej siły wymaga wyciągnięcie gwoździa z podkładki dolnej.

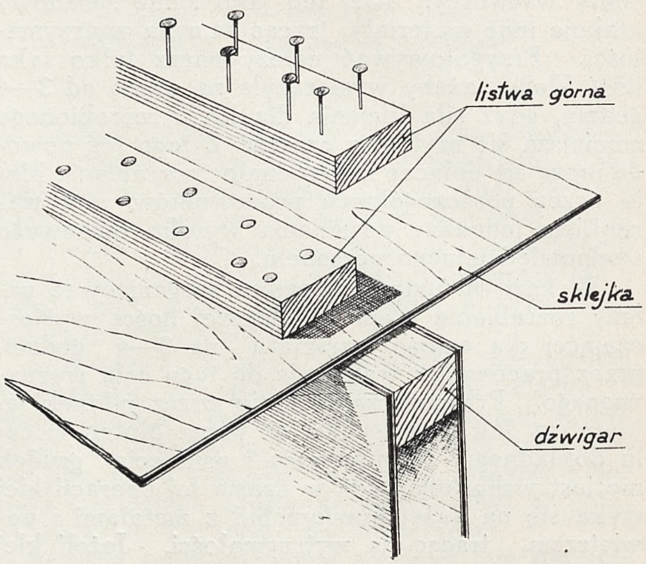
f) Utrzymanie odpowiedniej temperatury oraz wilgotności w czasie schnięcia.

Klejenie musi się odbywać w ubikacji, w której w czasie pracy daje się, bez względu na porę roku z łatwością utrzymać temperaturę 16—20°C. Utrzymanie właściwej temperatury powoduje wyschnięcie kleju, w czasie, w którym jego siła nie uległa jeszcze osłabieniu, gdyż, jak wiadomo, klej w stanie rozrobionym szybko się psuje. W temperaturze poniżej 12° oraz przy dużej wilgotności względnej klej schnie tak powoli, że ulega zepsuciu i osłabieniu jeszcze przed wyschnięciem na konstrukcji; lepiej więc zawsze zabezpieczyć się temperaturą wyższą o parę stopni.

Drugim czynnikiem, sprzyjającym szybkiemu schnięciu jest utrzymanie małej wilgotności względnej. Ideałem byłby lokal ogrzewany i wietrzony tłokowo, z automatyczną regulacją wilgotności względnej, utrzymywanej stale około 45—55%, jak to ma miejsce w wytwórniach sklejek lub też w niektórych zagranicznych fabrykach samolotów drewnianych.

Uwagi ogólne

Bezpieczeństwo całej konstrukcji polega na tym, ażeby w czasie pracy nie wystąpiły w niej w żadnym miejscu naprężenia większe od dopuszczalnych dla zastosowanego materiału oraz dla zastosowanego sposobu łączenia części.



Rys. 3.

Szczególnie łatwo da się poprawnie rozwiązać konstrukcję w drewnie, które daje dużą łatwość i swobodę w dysponowaniu przekrojami, pozwalając je dowolnie zwiększać lub zmniejszać przez doklejanie lub ścinanie odpowiednich prętów czy też klocków. Znając wielkość i kierunek działania sił na poszczególne elementy, możemy zawsze dowolnie odpowiednie miejsca w konstrukcji wzmocnić, stosując naklejki z drewna o wyższej wytrzymałości, lub też układając w odpowiednich kierunkach słoje prętów i klocków.

Przy przenoszeniu sił z drewnianych podłużnic lub ścianek na powłokę ze sklejki starać się trzeba o wystarczające powierzchnie sklejenia, zdolne przenieść odpowiednie siły, zdając sobie jednak sprawę ze zmiany naprężeń wzdłuż podłużnicy w miarę odbierania ich przez powłokę, oraz z ich maksymalnych wielkości. Pozwoli to na właściwe zwymiarowanie potrzebnych powierzchni sklejenia, jako też przekrojów powłoki i podłużnic. Gdy istnieje specjalna obawa powstania w jakimś miejscu skupienia linii sił, należy zastosować odpowiednio duże klocki wypełniające oraz wzmocnienie skorupy sklejkowej przez lokalne naklejenie łat z zewnątrz lub wewnątrz konstrukcji.

Zdawać sobie również trzeba sprawę ze wzajemnej współpracy użytych gatunków drewna oraz sklejek, posiadających nieraz duże różnice w modułach sprężystości zależnie od kierunku włókien oraz rodzaju naprężeń.

Wytrzymałość połączenia kleju kazeinowego jest bardzo duża. Połączenie wykonane w warunkach laboratoryjnych wytrzymuje przeciętnie $\tau = 80—100$ kg/cm² przy ścinaniu. W praktyce przy obliczaniu połączeń stosować jednak należy wartości niższe, ze względu na mniej staranne wykonanie warsztatowe oraz inne warunki pracy, aniżeli przy rozciąganiu próbki w laboratorium na Amslerze.

Klejona konstrukcja drewniana w służbie lotnictwa narażona jest na obciążenie stałe i zmienne oraz drgania, dalej na przebywanie na deszczu i wilgoci, oraz latem i zimą przy różnych tem-

peraturach, zmieniających się nieraz o kilkadziesiąt stopni w przeciągu bardzo krótkiego czasu. Wszystkie te wpływy osłabiają z czasem klejone połączenia jak również i materiał drewniany, jednak nie w takim stopniu, jak możnaby przypuszczać. Wpływy te zależą przede wszystkim od sposobu konserwacji. Konstrukcje dobrze zabezpieczone przez pomalowanie przed działaniem słońca i wilgoci zachowują się doskonale, jak to doświadczenie wykazuje, około 8—10 lat.

Z wyżej wymienionych względów nie można w czasie konstruowania samolotu drewnianego używać do obliczenia połączeń klejonych współczynników, uzyskanych w laboratorium. Dla połączeń, w których zupełnie łatwo i pewnie można określić wielkość maksymalnego naprężenia ścinającego, przyjąć należy dla kleju jako naprężenie zrywające $\tau = 50—60$ kg/cm². W tych miejscach natomiast, w których nie da się dokładnie wyznaczyć rozkładu naprężeń, lub też tam, gdzie ze względów technologicznych nie można wykonać poprawnie klejenia, należy przyjmować $\tau = 30—40$ kg/cm² lub nawet mniej.

W czasie konstruowania należy tak rozwiązać i zwymiarować poszczególne elementy lub zestawy, ażeby klejenie dało się zawsze wykonać poprawnie. Wszystkie podłużnice drewniane lub pręty, do których ma być przyklejona sklejka, muszą posiadać odpowiednie wymiary, ażeby się dało przy pomocy gwoździ wytworzyć żądane naciski. Przy prętach wiotkich należy przewidzieć możliwość dostępu w czasie fabrykacji do wnętrza konstrukcji w celu podtrzymania pręta młotkiem lub ciężarkiem w czasie dobijania gwoździ.

Podłużnice, przewidziane w konstrukcji do łączenia wzdłuż nich sklejek pokrycia, muszą być do tego celu specjalnie zwymiarowane. Szerokość ich, mierzona na powierzchni styku ze sklejką, musi być taka sama, jak szerokość fazy łączonych sklejek, jedynie wtedy bowiem da się je dokładnie na całej powierzchni docisnąć. Grubość podłużnicy musi być wystarczająca do tego, ażeby w jej miąższu utrzymać minimalną ilość gwoździ, potrzebnych do wywołania docisku. Im podłużnica będzie grubsza, tym bardziej będzie można wbijać gwoździe, a tym samym mniej się osłabi pokrywającą sklejkę. Odpowiednią długość gwoździ oraz ich odstępy należy obliczyć i podać na rysunku warsztatowym. Łatwo to uczynić, wiedząc jakie ciśnienie przy klejeniu chcemy wywołać, oraz znając tarcie pomiędzy gwoździami a drewnem podłużnicy.

Chcąc np. skleić sklejki grubości 3 mm. na podłużnicy sosnowej, należy ją sfazować na skos około 1:12, a więc na szerokości 36 mm. Powierzchnia sklejenia na długości 10 cm. wyniesie $10 \times 3,6 = 36$ cm². Przyjąwszy ciśnienie przy sklejaniu równe 15 kg/cm² otrzyma się wielkość siły, którą na tę powierzchnię należy wywołać równą $15 \times 36 = 540$ kg. Przy biciu gwoździ w dwóch szeregach w odstępach co 2 cm. potrzeba ich na tę powierzchnię 10 sztuk. Jeden gwóźdź będzie więc musiał wywierać nacisk równy 54 kg. Używając do tego celu gwoździ miedziowanych o grubości 1 mm, które dają tarcie 4 kg. na jeden mm długości zagłębienia w podłużnicy, wyliczymy jej minimalną grubość, równą $54:4 = 13,5$ mm. Używając gwoździ zwykłych polerowanych, należałoby pogrubić podłużnicę do 36 mm, chcąc wywołać ciśnienie ok. 15 kg/cm² tą samą ilością gwoździ.

Zakończenie

Jak z powyższego artykułu widać, sprawa poprawnego klejenia kazeiną w konstrukcjach lotniczych, w szczególności zaś powłok ze sklejki bakelitowej, polega na skrupulatnym przestrzeganiu wszystkich sprzyjających warunków.

Przy klejeniu poleca się używać przede wszystkim gwoździ żelaznych, hydrolitycznie miedziowanych, które z powodu dużego tarcia w drewnie pozwalają na uzyskanie żądanego nacisku minimalną ilością gwoździ, co jest ważne ze względów wytrzymałościowych.

Podane wartości liczbowe, określające optymalne ciśnienie przy klejeniu, oraz wielkości uzyskanego tarcia przy użyciu gwoździ polerowanych i miedziowanych, pozwalają konstruktorowi właściwie zwymiarować poszczególne części drewnianego samolotu ze względu na wykonanie poprawnego klejenia w warsztacie.

KONSTRUKCJA I ODCZYTYWANIE SIATKOWYCH WYKRESÓW CHARAKTERYSTYKI SILNIKA

Inż. KAZIMIERZ KAMIENOBRODZKI

Wykresy siatkowe charakterystyki silnika mają za cel umożliwienie łatwego i szybkiego określenia wzajemnej zależności mocy silnika, obrotów i ciśnienia ładowania z uwzględnieniem zmian temperatury powietrza w dolocie do gaźnika i ciśnienia barometrycznego, przy jakim silnik pracuje.

Załączony wykres mocy silnika Pegaz VIII przedstawia typ wykresu wprowadzony od kilku lat w Polsce. O ile mi wiadomo, tego rodzaju wykresy zostały po raz pierwszy wykonane w Ameryce, obecnie są one stosowane również w Italii, Francji i w Z. S. S. R. Konstrukcja wykresu opiera się na pomiarach mocy, przeprowadzonych na hamowni i na przeliczeniach, dla których podstawą są wzory, służące do obliczenia zmiany mocy w zależności od temperatury powietrza i ciśnienia barometrycznego.

W literaturze fachowej spotykamy się z kilkoma rodzajami wykresów tego typu, nieznacznie różniącymi się między sobą. Stała ewolucja w konstruowaniu tych wykresów ma na celu umożliwienie odczytania charakterystyki silnika w sposób możliwie dokładny, a równocześnie prosty, a więc bez potrzeby uciekania się do pomocniczych wzorów obliczeniowych.

Załączony wykres przedstawia typ w obecnych czasach najbardziej dojrzały; jego wyższość nad wieloma innymi polega przede wszystkim na

uwzględnieniu i rysunkowym ujęciu bardzo wybitnego wpływu temperatury powietrza w dolocie do gaźnika na stopień sprężania sprężarki. Należy również podkreślić i to, że skala wysokości jest liniowo proporcjonalna do ciśnień barometrycznych atmosfery wzorcowej, a nie do wysokości; dzięki temu na tym wykresie mamy prostolinijny przebieg linii mocy przy stałych obrotach i stałym ciśnieniu ładowania. Ta zaleta ułatwia w bardzo znacznym stopniu korzystanie z wykresu przy rozpatrywaniu wypadków, w których silnik pracuje nie na pełnym otwarciu przepustnicy.

Do przeliczeń, potrzebnych do skonstruowania wykresu, użyto wzorów podanych w obowiązujących w naszym kraju przepisach technicznych dla prób silników lotniczych.

Wykres (str. 304) składa się z czterech tablic, które w niżej podanych objaśnieniach i przykładach będę oznaczał literami A, B, C i D. Schemat układu tablic na wykresie przedstawia rys. 1.

Tablica A służy do określenia mocy silnika w warunkach atmosfery wzorcowej na poziomie morza. Na osi rzędnych mamy oznaczoną moc silnika przy temperaturze powietrza w dolocie do gaźnika $t = +15^0$ C i ciśnieniu barometrycznym $b = 760$ mm. Hg., na osi odciętych bezwzględne ciśnienie ładowania w mm. Hg. Proste ukośne przebiegające od lewego dolnego rogu ku górze są prostymi obrotów; w zależności od charakterystyki silnika linie te mogą być również krzywymi. Linia przedstawiająca obroty nominalne jest zwykle nieco grubiej wyciągnięta. Krótkie odcinki proste pionowe, również grubiej wyrysowane, oznaczają nominalne i startowe ciśnienie ładowania.

Dla skonstruowania tej części wykresu przeprowadza się na hamowni pomiary mocy silnika przy różnych obrotach, a stałych ciśnieniach ładowania; otrzymane wyniki sprowadza się do warunków pracy przy temperaturze powietrza w dolocie do gaźnika $t = +15^0$ C przy pomocy wzoru (1):

$$N_{15} = N_{ef} \sqrt{\frac{273 + t}{288}}$$

w którym oznaczają:

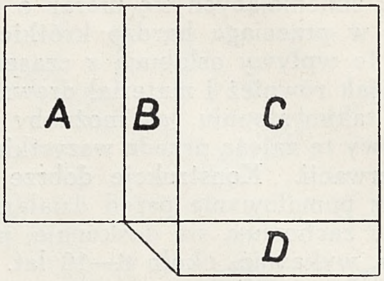
N_{15} — moc silnika sprowadzona do warunków pracy przy temperaturze powietrza w dolocie do gaźnika $t = +15^0$ C,

N_{ef} = moc efektywna silnika zmierzona hamulcem,

t — temperatura powietrza w dolocie do gaźnika w czasie dokonywania pomiaru mocy N_{ef}.

Następnie sporządza się wykres sprowadzonych mocy silnika N_{15} przy stałych ciśnieniach ładowania w spółrzędnych mocy i obrotów (rys. 2), z którego przenosimy na tablicę A punkty przecięcia się krzywych mocy z prostymi, oznaczającymi charakterystyczne ilości obrotów (np. obroty nominalne, maksymalne, przelotowe, startowe i pośrednie między nimi). Łącząc przeniesione punkty liniami stałych obrotów, otrzymujemy wykres przedstawiony na tablicy A.

Jeżeli temperatura powietrza w dolocie do gaźnika jest różną od $t = +15^0$ C, zaś ciśnienie barometryczne wynosi 760 mm. Hg. to dla określenia mocy silnika musimy korzystać z tablic A i B; jeśli zaś i ciśnienie barometryczne różnić się będzie od $b = 760$ mm. Hg., to w takim wypadku trzeba będzie skorzystać z tablic B, C i D.



Rys. 1.

Tablica B służy do redukcji mocy silnika w zależności od temperatury powietrza w dolocie do gaźnika. Należy z niej korzystać w każdym wypadku określenia mocy silnika, gdy temperatura powietrza w dolocie do gaźnika różni się od $t = +15^0$ C, bez względu na to, czy moc określa się na tablicy A czy C. Na osi odciętych jest oznaczona w ^{0}C temperatura powietrza w dolocie do gaźnika; proste poziome są tylko pomocniczymi ułatwiającymi przeniesienie punktów z tablic A i C na B lub odwrotnie, linie ukośne określają moc silnika w KM.

Przy konstruowaniu tych linii ukośnych wychodzi się z punktów przecięcia się pionowej, określającej temperaturę powietrza $t = +15^0$C z prostymi poziomymi, określającymi moc silnika na tablicy A. Każda linia ukośna na tablicy B określa taką moc silnika przy dowolnych temperaturach powietrza, jaką moc określa pozioma tablicy A, przecinająca się z tą linią ukośną na pionowej, oznaczającej temperaturę powietrza $t = +15^0$C.

Dla wyznaczenia dalszych punktów linii ukośnych używa się wzoru (2):

$$N_t = N_{(15)} \sqrt{\frac{273 + t}{288}}$$

w którym oznaczają:

N_t — rzędną dowolnego punktu linii ukośnej, odczytaną na skali mocy tablicy A.

$N_{(15)}$ — rzędną punktu przecięcia się linii ukośnej z pionową, określającą temperaturę $t = +15^0$C.

t — odciętą punktu dla którego oblicza się tym wzorem rzędną.

Jeżeli np. oblicza się rzędną N_t linii określającej moc 800 KM dla odciętej (temperatury) $t = -30^0$C, to wstawiając odpowiednie cyfry otrzymamy:

$$N_{-30} = 800 \sqrt{\frac{273 - 30}{288}} = 735 \text{ (patrz wykres)}$$

Tablica C służy do określenia mocy silnika przy dowolnej temperaturze powietrza i dowolnym ciśnieniu barometrycznym, a więc dla określenia mocy w rozmaitych warunkach atmosferycznych. Na osi odciętych oznaczona jest wysokość atmosfery wzorcowej, ciśnieniowej w metrach; cyfry podane u dołu tej tablicy określają ciśnienie barometryczne w mm. Hg. odpowiadające każdej z zaznaczonych na wykresie wysokości. Proste poziome są podobnie jak na tablicy B tylko pomocniczymi, ułatwiającymi przeniesienie punktów z tablicy C

na B lub odwrotnie. Proste ukośne, przebiegające od lewego górnego rogu tablicy w dół, które mogą w zależności od charakterystyki silnika być również krzywymi, są to linie obrotów i służą do określenia mocy silnika przy pełnym otwarciu przepustnicy, przy normalnej (bogatej) regulacji gaźnika, bez uwzględnienia sprężania powietrza w dolocie do gaźnika, wywołanego szybkością lotu samolotu.

Łuki naniesione na te linie oznaczają ciśnienie ładowania, występujące w silniku przy pracy na pełnym otwarciu przepustnicy.

Proste ukośne o małej pochyłości wznoszące się od lewej ku prawej stronie są pomocniczymi prostymi mocy przy stałych obrotach i stałym ciśnieniu ładowania. Podobnie jak na tablicy A, linie oznaczające obroty nominalne oraz ciśnienia ładowania nominalne i startowe, są wyciągnięte grubiej. Analogicznie grubo wyciągnięte są proste mocy przy nominalnym ciśnieniu ładowania i obrotach maksymalnych i nominalnych.

Jak już na wstępie wspomniałem, skala wysokości jest na tablicy C liniowo proporcjonalna do ciśnienia barometrycznego atmosfery wzorcowej. Dla wykreślenia tej skali musi się obliczyć współczynnik zależny od zakresu wysokości, jakie chce się na wykres nanieść, oraz od długości podstawy wykresu. Chcąc np. na wykres o podstawie długości 300 mm. nanieść skalę wysokości w zakresie od 0 m (ciśnienie barometryczne 760 mm. Hg.) do 7000 m (ciśn. bar. 307,5 mm. Hg.) obliczamy spółczynnik:

$$k = \frac{300}{760 - 307{,}5} = 0{,}664$$

Odciętą dowolnej wysokości h oblicza się w/g. wzoru (3):

$$h = k\,(760 - b)$$

w którym oznaczają:

h — odcięta wysokości w mm.
k — wyżej podany współczynnik.
b — ciśnienie barometryczne na wysokości h atmosfery wzorcowej.

Konstrukcja wykresu opiera się między innymi na założeniu, że moc silnika przy stałych obrotach, stałym ciśnieniu ładowania i stałej temperaturze powietrza w dolocie do gaźnika, rośnie z malejącym przeciwciśnieniem na wylocie, zgodnie z wzorem (4):

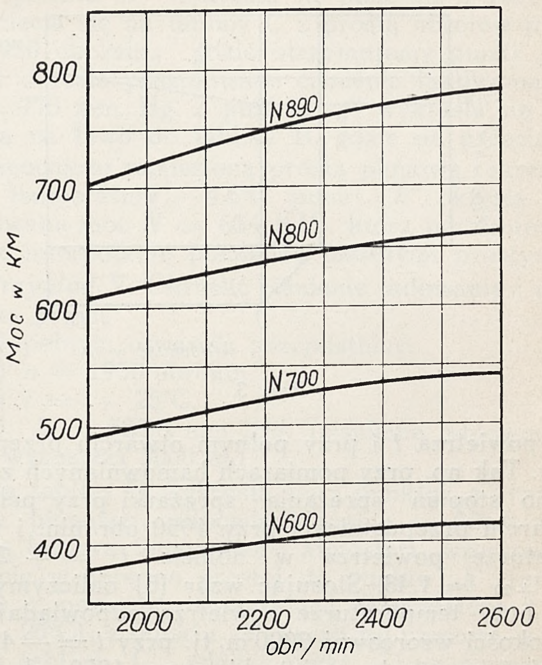
$$N_1 = N_2 \left(1 + \frac{b_1 - b_2}{3500}\right)$$

w którym oznaczają:

N_1 — moc silnika na wysokości h_1,
N_2 — moc silnika na wysokości h_2,
b_1 — ciśnienie barometryczne na wysokości h_1,
b_2 — ciśnienie barometryczne na wysokości h_2.

Wzór (4) określa liniowy przebieg zmiany mocy ze zmianą ciśnienia barometrycznego; ponieważ skala wysokości jest liniowo proporcjonalna do ciśnienia barometrycznego, stąd linie mocy silnika przy stałych obrotach i stałym ciśnieniu ładowania są na tablicy C prostymi.

Dla wykreślenia takich pomocniczych prostych mocy, wyznaczamy dla każdej prostej po dwa



Rys. 2.

punkty, jeden na wysokości 0 m, gdzie przyrost mocy równa się 0, a drugi np. na wysokości ciśnieniowej 4900 m, na której przyrost mocy wynosi około 10%. W ten sposób wykreśla się np. prostą, przechodzącą przez punkt określony wysokością 0 m. i mocą (odczytaną na osi rzędnych tablicy A) 700 KM, oraz przez drugi punkt określony mocą 770 KM (odczytaną w ten sam sposób) oraz wysokością 4900 m (patrz rys. 3).

Dla naniesienia na tak sporządzoną siatkę tablicy C wykresu charakterystyki silnika potrzebne są pomiary stopnia sprężania sprężarki przy pełnym otwarciu przepustnicy. (Stopniem sprężania sprężarki nazywa się stosunek ciśnienia ładowania do ciśnienia powietrza w dolocie do gaźnika). W tym celu dokonuje się na hamowni pomiarów ciśnienia ładowania przy pełnym otwarciu przepustnicy, przy różnych obrotach silnika. W silnikach o dużej wysokości nominalnej wystąpiłyby przy takich pomiarach ciśnienia ładowania znacznie przekraczające maksymalne dopuszczalne. Dla uniknięcia takich niebezpiecznych obciążeń silnika, dławi się powietrze na dolocie do gaźnika do dowolnego podciśnienia, przy którym nawet przy maksymalnych obrotach sprężarka nie da ciśnienia ładowania większego od maksymalnego dopuszczalnego.

Przy konstruowaniu załączonego wykresu przyjęto, że stopień sprężania sprężarki zmienia się zależnie od temperatury zgodnie ze wzorem (5):

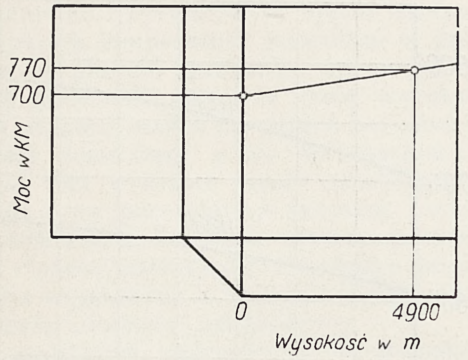
$$\varepsilon_1 = \varepsilon_2\,[1 + 0{,}00063\,\varepsilon_2^{\,2}\,(t_2 - t_1)]$$

w którym oznaczają:

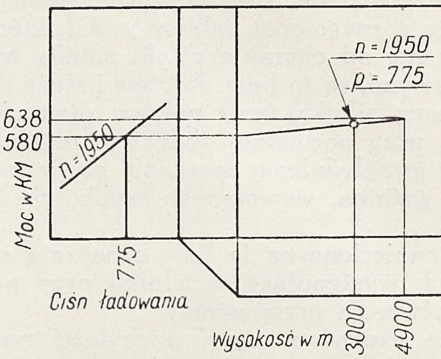
ε_1 — stopień sprężania sprężarki przy temperaturze powietrza w dolocie do gaźnika t_1.

ε_2 — stopień sprężania przy temperaturze t_2.

Korzystając z wzoru (5) oraz hamownianych pomiarów stopnia sprężania, możemy obliczyć ciśnienie ładowania występujące w silniku na wysokości h, przy określonych obrotach n, temperatu-



Rys. 3.



Rys. 4.

rze powietrza t i przy pełnym otwarciu przepustnicy. Tak np. przy pomiarach hamownianych zmierzono stopień sprężania sprężarki przy pełnym otwarciu przepustnicy i przy 1950 obr/min. i temperaturze powietrza w dolocie $t = +20°C$. $\varepsilon_{1950,+20} = 1.43$. Stosując wzór (5) obliczymy, że np. przy temperaturze powietrza odpowiadającej wysokości wzorcowej 3000 m, tj. przy $t = -4{,}5°C$, stopień sprężania sprężarki przy 1950 obr/min. silnika i na pełnym otwarciu przepustnicy wynosi

$$\varepsilon_{1950,-4,5} = 1{,}43\,[1 + 0{,}00063 \cdot 1{,}43^2\,(20 + 4{,}5)] = = 1{,}475$$

Znając tę cyfrę możemy łatwo już obliczyć ciśnie ładowania , p na jakim silnik będzie pracować na pełnym otwarciu przepustnicy, na wysokości atmosfery wzorcowej 3000 m. (ciśnienie barometryczne $b = 525{,}8$ mm. H.), przy 1950 obr. min.

$$p = 525{,}8 \;.\; 1{,}475 = 775 \text{ mm. Hg.}$$

Dla naniesienia na tablicę otrzymanej z powyższego obliczenia wartości, przeprowadza się konstrukcję graficzną, przedstawioną na rys. 4. Na tablicy A z punktu przecięcia się pionowej ciśnienia ładowania 775 mm. Hg. z linią obrotów $n = 1950$, kreśli się poziomą do lewego skraju tablicy C, skąd wykreśla się metodą powyżej opisaną (patrz rys. 3) ukośną prostą pomocniczą mocy przy stałych obrotach i stałym ciśnieniu ładowania. Punkt przecięcia się tej prostej z pionową 3000 m określa na wykresie położenie obliczonej wartości cyfrowej.

Obliczając i wykreślając w analogiczny sposób punkty odpowiadające innym wysokościom, a tym samym obrotom, otrzymujemy szereg punktów przez które przeciąga się linię stałych obrotów. W ten sam sposób wykreśla się linie, oznaczające inne obroty.

Mając na tablicy C naniesiony pęk linii stałych obrotów, łatwo uzupełnia się wykres łukami stałych ciśnień, przez przeniesienie z tablicy A na C w sposób podany na rys. 4 charakterystycznych punktów przecięć linii stałych obrotów z pionowymi ciśnień ładowania.

Tablica D służy do odczytania temperatury atmosfery wzorcowej dla każdej wysokości ciśnieniowej oraz dla uwzględnienia zmiany ciśnienia ładowania, wywołanej zmianą stopnia sprężania sprężarki przy zmiennych temperaturach powietrza w dolocie do gaźnika. Na osi rzędnych oznaczona jest w °C temperatura powietrza w dolocie do gaźnika, na osi odciętych tak samo, jak na tablicy C wysokość ciśnienia atmosfery wzorcowej.

Łagodnie zagięta krzywa określa temperaturę atmosfery wzorcowej, zaś linie ukośne służą do uwzględnienia wyżej wspomnianej zmiany ciśnienia ładowania.

Ponieważ stopień sprężania zmienia się z temperaturą powietrza na dolocie do gaźnika, stąd łatwo wyciągnąć wniosek, że przy tych samych obrotach silnika i pełnym otwarciu przepustnicy może silnik pracować na tym samym ciśnieniu ładowania przy różnych ciśnieniach powietrza w dolocie do gaźnika, jeżeli równocześnie ze zmianą ciśnienia zmieni się odpowiednio temperatura powietrza. Linie ukośne na tablicy D są liniami stałych ciśnień barometrycznych i przecinają się z odciętymi odpowiednich ciśnień barometrycznych na krzywej temperatury atmosfery wzorcowej.

Dla wyznaczenia następnych punktów dla każdej z tych krzywych, używa się wzoru (6):

$$b_2 = b_1\,[1 + 0.00063\,\varepsilon_1^2\,(t_1 - t_2)]$$

w którym oznaczają:

b_1 — odciętą (w mm. Hg.) punktu przecięcia się tej krzywej z krzywą temperatury atmosfery wzorcowej, a więc jakgdyby nominalną wartość tej krzywej.

t_1 — temperaturę atmosfery wzorcowej na wysokości określonej ciśnieniem b_1.

t_2 — rzędną poszukiwanego punktu.

b_2 — odciętą poszukiwanego punktu.

ε_1 — stopień sprężania sprężarki przy temperaturze t_1.

Należy zwrócić uwagę na to, że stopień sprężania sprężarki zmienia się z obrotami silnika; dla skonstruowania krzywych stałych ciśnień barometrycznych na tablicy D przyjmuje się stopień sprężania sprężarki, występujący przy obrotach pośrednich między największymi i najmniejszymi naniesionymi na wykresie (dla wykresu Pegaz VIII przyjęto stopień sprężania przy 2175 obr/min). W ten sposób świadomie popełnia się nieznaczny błąd, który jednak nie wynosi nawet 1%.

Jeżeli np. chcemy obliczyć odciętą b_2 krzywej ciśnienia atmosfery wzorcowej na wysokości 4000 m ($b_1 = 462{,}3$ mm. Hg) przy temperaturze $t_2 = +30°C$, to wstawiając odpowiednie wartości do wzoru (6): otrzymujemy przy $\varepsilon_1 = 1{,}58$:

$$b_2 = 462.3\,[1 + 0.00063 \;.\; 1.58^2\,(-11 - 30)] = = 433 \text{ mm. Hg.}$$

Wyżej przytoczone liczne obliczenia oraz wykreślne metody, których używa się przy konstrukcji wykresu siatkowego, wydają się dość skomplikowane i uciążliwe, zwłaszcza jeżeli dla wykreślenia poszczególnych krzywych chciałoby się obliczać współrzędną wielu punktów. W praktyce można zastosować dla ułatwienia pracy pewnego rodzaju graficzne rozwiązania, zastępujące choć w części wielokrotne rozwiązywanie równań, zawartych w wyżej przytoczonych wzorach.

O ile konstrukcja wykresu wydaje się bardzo skomplikowana, o tyle odczytywanie wykresu jest bardzo łatwe; najlepiej zobrazują to niżej przytoczone przykłady, w których można znaleźć rozwiązania najbardziej podstawowych zagadnień, dotyczących wzajemnej zależności mocy silnika, obrotów, ciśnienia ładowania, ciśnienia barometrycznego i temperatury powietrza.

Przykład I. Określić moc silnika *N* przy danych:

1) obrotach $n = 2600$ obr/min.
2) ciśnieniu ładowania *C. Ł.* = 725 mm. Hg.
3) ciśnieniu barometrycznym $b = 760$ mm. Hg.
4) temperaturze powietrza w dolocie do gaźnika $t = + 15^0$C.

Na tablicy A z punktu „*a*" (C. Ł. = 725 mm. Hg.) wykreśla się pionową w górę do przecięcia z prostą $n = 2600$ obr/min., punkt „*b*", skąd poziomą do punktu „*c*", który określa poszukiwaną moc $N = 573$ KM.

Przykład II. Określić moc silnika *N* przy danych:

1) $n = 2600$ obr/min.
2) *C. Ł.* = 725 mm. Hg.
3) $b = 760$ mm. Hg.
4) $t = - 10^0$C.

Z założeń widać, że przykład II różni się od przykładu I jedynie temperaturą powietrza w dolocie do gaźnika.

Na tablicy A z punktu „*a*" wykreśla się prostą do punktu „*b*", następnie poziomą w prawo na tablicę B do punktu „*d*", który wyznaczamy na przecięciu z pionową, oznaczającą temperaturę $t = - 10^0$C. Prosta ukośna, na której wypadł punkt „*d*" określa poszukiwaną moc $N = 600$ KM.

Przykład III. Określić ciśnienie ładowania, przy jakim silnik musi pracować, ażeby przy:

1) $n = 2600$ obr/min.
2) $t = + 15^0$C.
3) $b = 760$ mm. Hg. rozwinął moc
4) $N = 573$ KM.

Na tablicy A wykreśla się z punktu „*c*" ($N = 573$ KM) poziomą do przecięcia z prostą $n = 2600$ obr/min., punkt „*b*" skąd pionową w dół; punkt „*a*" określa poszukiwane ciśnienie ładowania *C. Ł.* = 725 mm. Hg.

Przykład IV. Określić ciśnienie ładowania oraz moc silnika przy:

1) pełnym otwarciu przepustnicy.
2) $n = 1950$ obr/min.
3) w wypadku lotu w warunkach atmosfery wzorcowej na wysokości 3000 m.

Na tablicy D wykreśla się z punktu „*e*" (przecięcie krzywej temperatury atmosfery wzorcowej z pionową, odpowiadającą 3000 m. wysokości) poziomą w lewo, punkt „*f*" określa temperaturę powietrza na wysokości 3000 m. atmosfery wzorcowej, która wynosi — 4,5°C.

Z punktu „*e*" wykreśla się pionową w górę do przecięcia się na tablicy C z prostą obrotów $n = 1950$ obr/min., gdzie otrzymujemy punkt „*g*", który określa poszukiwane ciśnienie ładowania C. Ł. = 775 mm. Hg. Z punktu „*g*" wykreśla się poziomą na lewo do tablicy B, gdzie na przecięciu z pomocniczo naniesioną prostą pionową, określającą temperaturę —4,5°C. punkt „*h*" określa poszukiwaną moc $N = 634$ KM., którą odczytujemy przez interpolację pomiędzy ukośnymi prostymi.

Przykład V. Określić ciśnienie ładowania i moc silnika przy:

1) pełnym otwarciu przepustnicy.
2) $n = 1950$ obr/min.
3) $t = + 25^0$C.
4) $b = 525{,}8$ mm. Hg. (ciśnienie odpowiadające wysokości 3000 m.).

Na tablicy D wykreśla się z punktu „*e*" (przecięcie pionowej, odpowiadającej $b = 525{,}8$ mm. Hg. z krzywą temperatury atmosfery wzorcowej) ukośnie w górę po prostej do punktu „*k*" (przecięcie z poziomą, oznaczającą temperaturę $t = + 25^0$C); z punktu „*k*" kreśli się pionową w górę na tablicy C, gdzie punkt „*l*" na przecięciu z prostą obrotów $n = 1950$ obr/min. określa przez interpolację pomiędzy krzywymi ciśnienia ładowania — poszukiwane ciśnienie ładowania *C. Ł.* = 742 mm. Hg. Z punktu „*l*" wykreśla się poziomą do tablicy B, gdzie na przecięciu z prostą pionową, oznaczającą temperaturę $t = + 25^0$C, punkt „*m*" określa poszukiwaną moc $N = 572$ KM.

Z porównania przykładów IV i V widać, że przy zmianie temperatury powietrza w dolocie do gaźnika z $t = 4{,}5^0$C na $t = + 25^0$C, przy zachowaniu wszystkich innych czynników niezmienionych, ciśnienie ładowania zmniejszyło się z 775 mm. Hg. na 742 mm. Hg., zaś moc spadła z 634 KM na 572 KM.

Przykład VI. Określić wysokość nominalną i moc nominalną silnika.

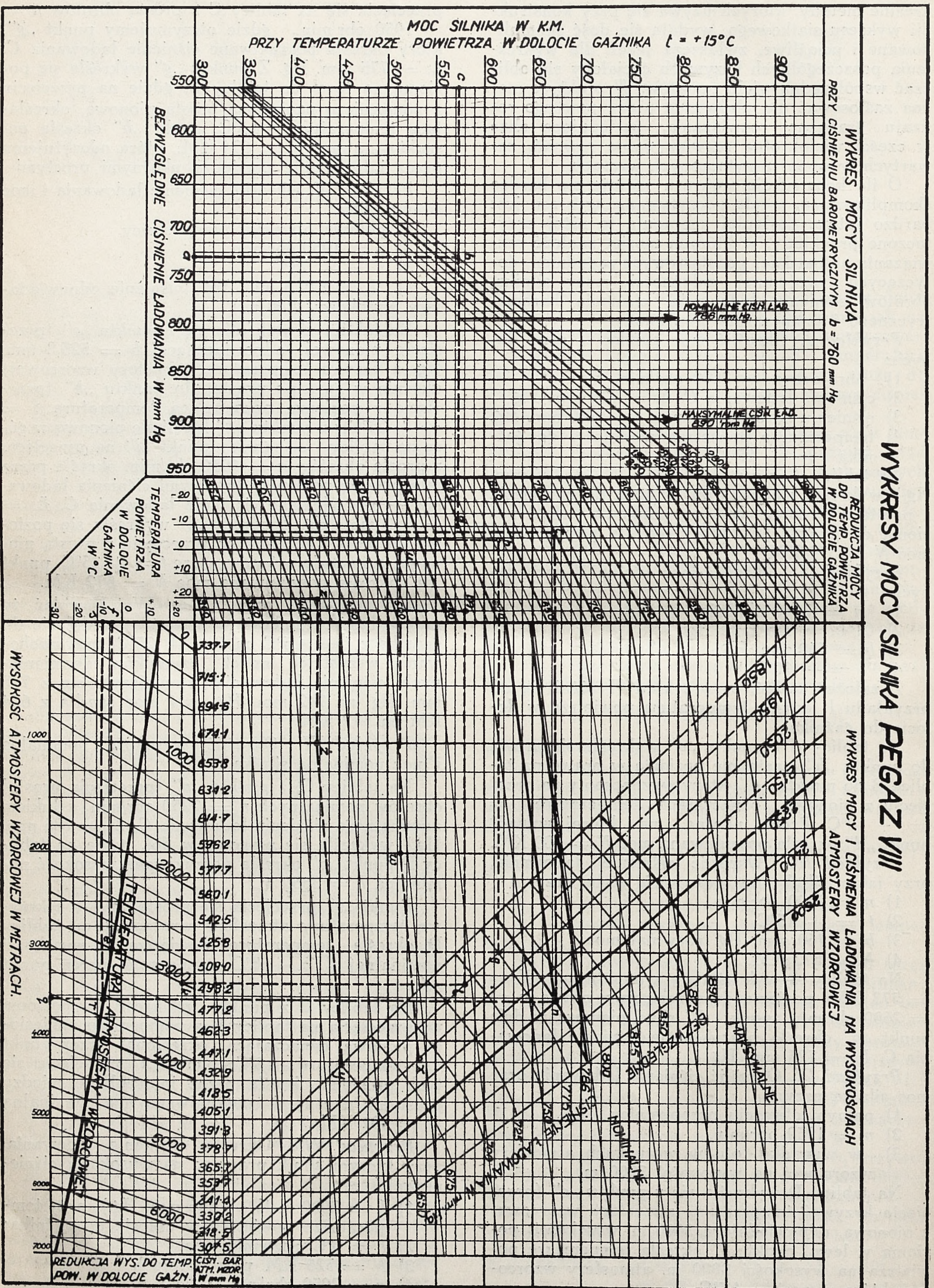
Na tablicy C, z punktu „*n*" (przecięcia prostej obrotów nominalnych $n = 2250$ obr/min. z łukiem nominalnego ciśnienia ładowania *C. Ł.* = 786 mm. Hg.) wykreśla się pionowo w dół, gdzie na tablicy D punkt „*q*" określa poszukiwaną wysokość nominalną $h = 3550$ m.

Punkt „*r*" przecięcia się prostej *n —q* z krzywą temperatury atmosfery wzorcowej na tablicy D, określa temperaturę powietrza na wysokości nominalnej $t = - 8^0$C wyznaczoną przez punkt „*s*".

Na tablicy C z punktu „*n*" kreśli się poziomą do przecięcia na tablicy B z pomocniczo naniesioną pionową, oznaczającą określoną przez punkt „*s*" temperaturę — 8°C; punkt „*t*" przecięcia się tych prostych określa przez interpolację między prostymi ukośnymi poszukiwaną moc nominalną $N = 697$ KM.

Przykład VII. Określić ciśnienie ładowania, przy którym silnik pracując na wysokości ciśnieniowej:

1) $h = 2000$ m ($b = 596$ mm. Hg.), przy temperaturze powietrza w dolocie do gaźnika:
2) $t = 0^0$C, rozwinie moc
3) $N = 525$ KM. przy obrotach
4) $n = 2050$ obr/min.


WYKRESY MOCY SILNIKA PEGAZ VIII
MOC SILNIKA W K.M.
PRZY TEMPERATURZE POWIETRZA W DOLOCIE GAŹNIKA t = +15°C
WYKRES MOCY SILNIKA
PRZY CIŚNIENIU BAROMETRYCZNYM b = 760 mm Hg
BEZWZGLĘDNE CIŚNIENIE ŁADOWANIA W mm Hg
NOMINALNE CIŚN. ŁAD. 786 mm Hg.
MAKSYMALNE CIŚN. ŁAD. 890 mm Hg
REDUKCJA MOCY DO TEMP. POWIETRZA W DOLOCIE GAŹNIKA
TEMPERATURA POWIETRZA W DOLOCIE GAŹNIKA W °C
WYKRES MOCY I CIŚNIENIA ŁADOWANIA NA WYSOKOŚCIACH ATMOSFERY WZORCOWEJ
WYSOKOŚĆ ATMOSFERY WZORCOWEJ W METRACH.
TEMPERATURA ATMOSFERY WZORCOWEJ
REDUKCJA WYS. DO TEMP. POW. W DOLOCIE GAŹN.
CIŚN. BAR. ATM. WZOR. W mm Hg
NOMINALNE
MAKSYMALNE
BEZWZGLĘDNE
ŁADOWANIA W mm Hg

Na tablicy B z punktu „u" leżącego na pionowej, oznaczającej temperaturę 0°C, oraz określającego przez interpolację między prostymi ukośnymi moc $N = 525$ KM. kreśli się poziomą do przecięcia się na tablicy C z pionową określającą wysokość ciśnieniową $h = 2000$ m, — punkt „w", stąd kreśli się ukośną równoległą do najbliżej leżącej pomocniczej prostej mocy przy stałych obrotach i stałym ciśnieniu ładowania. Ta prosta „w — x" określa punktem „x" leżącym na przecięciu z prostą obrotów $n = 2050$ obr/min., poszukiwane ciśnienie ładowania $C.\ Ł. = 690$ mm. Hg.

Przykład VIII. Określić moc, jaką silnik rozwija przy:

1) $C.\ Ł. = 650$ mm. Hg.
2) $n = 1850$ obr/min.
3) $t = + 20$°C.
4) na wysokości ciśnieniowej $h = 1000$ m.

Na tablicy C z punktu „y" przecięcia się krzywej ciśnienia ładowania $C.\ Ł. = 650$ mm. Hg. z prostą obrotów $n = 1850$ obr/min. kreśli się prostą ukośną równoległą do najbliższej pomocniczej prostej mocy przy stałym ciśnieniu ładowania i stałych obrotach. Z punktu „$ż$" przecięcia się tej prostej „y — $ż$" z pionową oznaczającą wysokość ciśnieniową $h = 1000$ m. kreśli sie poziomą, której punkt „z" przecięcia się na tablicy B z prostą oznaczającą $t = + 20$°C określa przez interpolację poszukiwaną moc $N = 423$ KM.

Przy korzystaniu z wykresów siatkowych tego typu, należy mieć na uwadze kilka zastrzeżeń, których nieuwzględnienie może doprowadzić do wyciągnięcia zgoła fałszywych wniosków.

Ponieważ konstrukcja wykresu opiera się w dużej części na pomiarach mocy silnika na hamowni, dla tego należy pamiętać o tym, że dla każdego silnika tego samego typu wykres siatkowy będzie wyglądać nieco inaczej. Przede wszystkim widoczne będą różnice mocy, mieszczące się w dość szerokich granicach. W dużych seriach silników można znaleźć różnice mocy dochodzące prawie do 10%. Również ciśnienie ładowania osiągane przy pełnym otwarciu przepustnicy waha się w szerokich granicach. Firma Bristol określiła tolerancję ciśnienia ładowania przy nominalnych obrotach dla silnika Pegaz VIII na 50 mm. Hg. Ponieważ charakterystyki stopni sprężania sprężarki w funkcji obrotów nie są liniami równoległymi, wobec tego jasnym jest, że przy maksymalnych obrotach różnice ciśnienia ładowania mogą być jeszcze większe. Łatwo stąd wyciągnąć wniosek, że przy tak szerokich tolerancjach na ciśnienie ładowania, mogą zachodzić bardzo duże różnice wysokości nominalnych i wysokości mocy maksymalnych poszczególnych silników. W praktyce różnice tych wysokości mogą wynosić 800 — 1000 m.

Ponieważ znaczna część wykresu opiera się nie tylko na pomiarach hamownianych lecz i na obliczeniach, których podstawą są wzory uwzględniające zmianę mocy silnika i stopnia sprężania sprężarki w zależności od temperatury powietrza w dolocie do gaźnika i ciśnienia barometrycznego, dlatego wykres posiada wszystkie cechy niedoskonałości tych wzorów. Bardzo znaczne rozpiętości temperatur powietrza i ciśnień barometrycznych, dla jakich takie wykresy są skonstruowane, wyolbrzymiają pozornie nieznaczne niedoskonałości tych wzorów do wcale dużych błędów.

Ze względu na uwidoczniony na tablicach B i D bardzo duży wpływ temperatury powietrza w dolocie do gaźnika na moc silnika i ciśnienie ładowania, należy w każdym wypadku korzystania z takiego wykresu określić tę temperaturę, a nie zadawalniać się temperaturą otoczenia, która prawie zawsze różni się od temperatury powietrza w dolocie do gaźnika.

Pomimo tych niedokładności i nieścisłości wykresu, oraz tylu zastrzeżeń, które należy mieć na uwadze przy odczytywaniu wykresu, korzystanie z tego rodzaju wykresów, przy badaniu silników i płatowców, oraz planowaniu warunków eksploatacji daje tak duże usługi, że wykresy te zdobywają stale rosnące uznanie.

NAPRĘŻENIA WTÓRNE POWSTAJĄCE W SZTYWNYCH WĘZŁACH KRATOWNICY

Inż. I. K. PROCENKO

(Dokończenie)

Z oryginału „Wtoryczyje naprażenia, rozwiewajuszczyjesia w żestkich uzłach fermy", Tiechnika Wozdusznogo Fłota Nr. 5 — 1935 r. str. 72 — 90, przetłumaczył inż. Mirosław Teraszkiewicz.

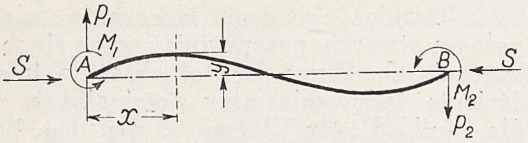
Dokładna metoda obliczania naprężeń wtórnych

Wykorzystana przez nas do rozwiązania zagadnienia naprężeń wtórnych metoda analityczna jest jednak tylko przybliżona. Dla celów praktycznych metoda ta daje zupełnie zadawalające wyniki i można się ograniczyć do niej przy obliczeniach.

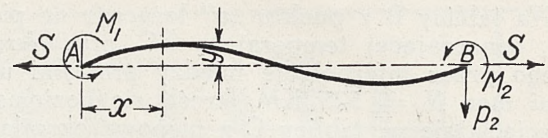
W przybliżonej metodzie nie uwzględnialiśmy istnienia momentu, powstającego na skutek jednoczesnego działania ściskania (rozciągania) i zginania. Ponieważ powinniśmy wiedzieć o ile różni się metoda przybliżona od dokładnej, więc podamy również rozwiązanie zagadnienia metodą dokładną.

Schemat równowagi pręta przedstawia rys. 9.

Rozpatrzymy osobno wypadek rozciągającej siły osiowej i osobno ściskającej.



Rys. 9.



Rys. 10.

Ściskanie. Moment w dowolnym punkcie pręta w odległości x od lewego końca A będzie:

$$M = M_1 + S \cdot y - P_1 x. \qquad (13)$$

Równanie różniczkowe wygiętej osi pręta przedstawi się więc wzorem:

$$\frac{d^2y}{dx^2} = -\frac{M}{EI} = -\frac{M_1}{EI} - \frac{S \cdot y}{EI} + \frac{P_1 \cdot x}{EI}. \qquad (14)$$

Podstawiając w równaniu (14) $\frac{S}{EI} = q^2$ i całkując je, otrzymamy ogólne równanie wygiętej osi pręta AB:

$$y = C_1 \cdot \sin qx + C_2 \cdot \cos qx - \\ + \frac{M_1}{S} + \frac{P_1 \cdot x}{S}, \qquad (15)$$

gdzie C_1 i C_2 — stałe całkowania, które określimy z warunków końcowych.

Dla naszego wypadku warunki te brzmią:

przy $x = 0$ i $y = 0$:

$$0 = C_2 - \frac{M_1}{S}, \quad C_2 = \frac{M_1}{S}. \qquad (16)$$

przy $x = 1$ i $y = 0$:

$$0 = C_1 \cdot \sin ql + C_2 \cdot \cos ql - \\ + \frac{M_1}{S} + \frac{P_1 \cdot l}{S}$$

lub

$$C_1 = \frac{\frac{M_1}{S} - \frac{P_1 l}{S} - C_2 \cdot \cos ql}{\sin ql} =$$

$$= \frac{M_1}{S}\left(\frac{1 - \cos ql}{\sin ql}\right) - \frac{P_1 l}{S \cdot \sin ql} =$$

$$= \frac{M_1}{S} \cdot \operatorname{tg}\frac{ql}{2} - \frac{P_1 l}{S \cdot \sin ql} \qquad (17)$$

Różniczkując równanie (15), znajdziemy styczną do wygiętej osi pręta:

$$\frac{dy}{dx} = q \cdot C_1 \cdot \cos qx - q \cdot C_2 \cdot \sin qx + \frac{P_1}{S} \qquad (18)$$

skąd:

przy $x = 0$:

$$\frac{dy}{dx} = \tau_1,$$

przy $x = 1$:

$$\frac{dy}{dx} = \tau_2,$$

tutaj

$$\tau_1 = q \cdot C_1 + \frac{P_1}{S}, \qquad (19)$$

$$\tau_2 = q \cdot C_1 \cdot \cos ql - q \cdot C_2 \cdot \sin ql + \frac{P_1}{S}. \qquad (20)$$

Podstawiając do równań (19) i (20) poprzednio otrzymane wartości C_1 i C_2 otrzymamy:

$$\tau_1 = q\left(\frac{M_1}{S}\operatorname{tg}\frac{ql}{2} - \frac{P_1 \cdot l}{S \cdot \sin ql}\right) + \frac{P_1}{S}$$

lub

$$\tau_1 = q \cdot \frac{M_1}{S} \cdot \operatorname{tg}\frac{ql}{2} - \frac{P_1}{S}\left(\frac{ql}{\sin ql} - 1\right); \qquad (21)$$

$$\tau_2 = q \cdot \left(\frac{M_1}{S} \cdot \operatorname{tg}\frac{ql}{2} - \frac{P_1 \cdot l}{S \cdot \sin ql}\right)\cos ql - \\ + q \cdot \frac{M_1}{S} \cdot \sin ql + \frac{P_1}{S}$$

$$\tau_2 = -q \cdot \frac{M_1}{S} \cdot \operatorname{tg}\frac{ql}{2} - \frac{P_1}{S}(ql \cdot \operatorname{ctg} ql - 1). \qquad (22)$$

Rugując z równań (21) i (22) $\frac{P_1}{S}$, otrzymamy M_1 wyrażone przez τ_1 i τ_2 i wielkości znane:

$$M_1 = \frac{S}{q}(A \cdot \tau_1 + B \cdot \tau_2). \qquad (23)$$

gdzie:

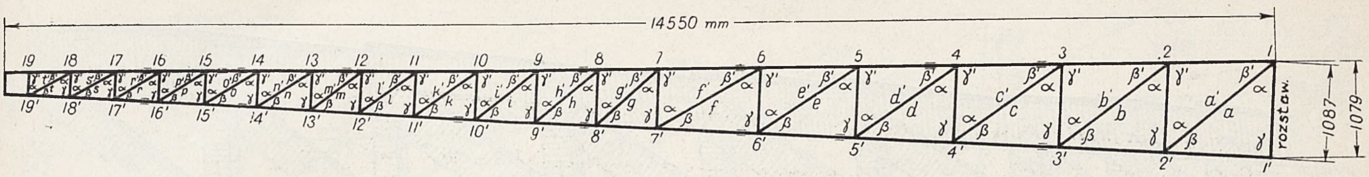
$$A = \frac{1}{2}\left(\frac{ql}{2 - ql \cdot \operatorname{ctg}\frac{ql}{2}} + \operatorname{ctg}\frac{ql}{2}\right) \qquad (24)$$

$$B = \frac{1}{2}\left(\frac{ql}{2 - ql \cdot \operatorname{ctg}\frac{ql}{2}} - \operatorname{ctg}\frac{ql}{2}\right) \qquad (25)$$

Równanie (23) może być napisane również w następującej postaci:

$$M_1 = \frac{2S}{q^2 l}\left(\frac{2Aql}{4}\tau_1 + \frac{Bql}{2}\tau_2\right) = \\ = \frac{2EI}{l}(2a_c\tau_1 + b_c\tau_2), \qquad (26)$$

gdzie współczynniki a_c i b_c odpowiednio wynoszą $\frac{Aql}{4}$ oraz $\frac{Bql}{2}$ i są funkcjami ql, zawierającymi



Rys. 11. Podłużnica chromomolibdenowa.

w sobie l, l, E oraz S. Współczynniki a_c i b_c mogą być bardzo wygodnie przedstawione za pomocą szeregu; ctg Θ rozwija się na szereg w sposób następujący:

$$\operatorname{ctg}\Theta = \frac{1}{\Theta} - \frac{\Theta}{3} - \frac{\Theta^3}{45} - \frac{2\Theta^5}{945} \dots,$$

ograniczając się do pierwszych trzech wyrazów, otrzymamy dla A i B szeregi w następującej postaci:

$$A = \frac{4}{ql} - \frac{2ql}{15} - \frac{11(ql)^3}{6300} - \dots,$$

$$B = \frac{2}{ql} - \frac{ql}{30} + \frac{13(ql)^3}{12600} + \dots;$$

współczynniki a_c i b_c przyjmą ostatecznie postać:

$$a_c = \frac{Aql}{4} = 1 - \frac{(ql)^2}{30} - \frac{11(ql)^4}{25000}, \qquad (27)$$

$$b_c = \frac{Bql}{2} = 1 + \frac{(ql)^2}{60} + \frac{13(ql)^4}{25000}. \qquad (28)$$

Rozciąganie. Dla rozciąganego pręta AB (rysunek 10) moment w dowolnym punkcie jego długości w odległości x od lewego końca A będzie:

$$M = M_1 - S \cdot y + P_1 \cdot x \qquad (29)$$

Przebieg rozwiązania zagadnienia i tym razem pozostanie takiż sam jak i dla pręta ściskanego. W tym wypadku skorzystamy z rozwinięcia funkcji hyperbolicznej na szereg; cth Θ rozwija się na szereg w sposób następujący:

$$\operatorname{cth}\Theta = \frac{1}{\Theta} + \frac{\Theta}{3} - \frac{\Theta^3}{3^2 \cdot 5} + $$

$$+ \frac{2 \cdot \Theta^5}{3^2 \cdot 5 \cdot 7} - \frac{\Theta^7}{3^3 \cdot 5^2 \cdot 7} + \dots \qquad (30)$$

Równanie momentu będziemy mogli wtedy napisać:

$$M_1 = \frac{2EI}{l}(2a_r\tau_1 + b_r\tau_2). \qquad (31)$$

Ograniczając się do pierwszych trzech wyrazów szeregu, otrzymamy następujące wartości spółczynników:

$$a_r = \frac{A'ql}{4} = 1 + \frac{(ql)^2}{30} - \frac{11(ql)^4}{25000} \dots, \qquad (32)$$

$$b_r = \frac{B'ql}{2} = 1 - \frac{(ql)^2}{60} + \frac{13(ql)^4}{25000} \dots, \qquad (33)$$

Otrzymane współczynniki a_r i b_r różnią się od współczynników a_c i b_c (w wypadku prętów ściskanych) tylko znakiem przy drugim członie.

W ten sposób równanie momentów, z uwzględnieniem jednoczesnego działania sił osiowych i momentów gnących, może być napisane w ogólnej postaci w sposób następujący:

$$M_{nm} = \frac{2EI}{l}(2a \cdot \tau_{nm} + b \cdot \tau_{mn}). \qquad (34)$$

Dokładna metoda rozwiązania zagadnienia naprężeń wtórnych różni się od przybliżonej wprowadzeniem dodatkowych współczynników a_c, b_c, a_r i b_r — odpowiednio dla ściskanych i rozciąganych prętów badanej kratownicy.

Przy rozwiązaniu zagadnienia wyżej podaną metodą dokładną porządek postępowania pozostaje ten sam, jak to było podane dla metody przybliżonej.

Jeżeli w równaniach (27), (28) i (32), (33) ograniczymy się do drugich wyrazów przybliżenia $\frac{(ql)^2}{30}$ i $\frac{(ql)^2}{60}$, gdyż trzecie wyrazy są stosunkowo małe, to będziemy mogli wnioskować o wielkości błędu, powstającego przy rozwiązaniu zagadnienia metodą przybliżoną.

Weźmy dla przykładu jeden pręt ściskany 1—2 oraz dwa rozciągane 1 — 3 i 1 — 4 (rys. 5).

Ściskany pręt 1 — 2:

siła w pręcie . . . . . S = —1500 kg;
moment bezwładności rury I = 5,21 cm^4;
moduł spręż. duralu . . E = 700.000 kg/cm^2;
długość pręta . . . . . l = 50 cm.

Naprężenie od zginania

$$\sigma = \frac{M \cdot c}{I} = \frac{2Ec}{l}(2a_c\tau_{mn} + b_c\tau_{mn}),$$

gdzie

$$a_c = 1 - \frac{(ql)^2}{30},$$

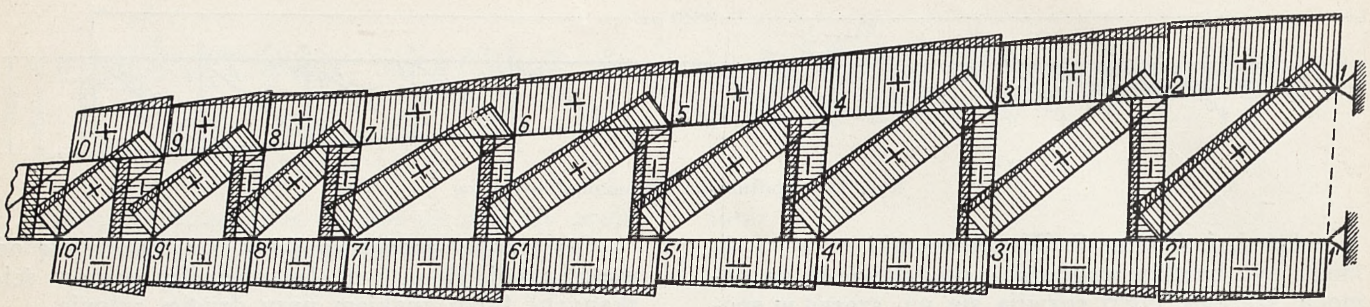
$$b_c = 1 + \frac{(ql)^2}{60};$$

$$q^2 = \frac{S}{EI} = \frac{1500}{700000 \cdot 5{,}21} = \frac{15}{36470};$$

a więc

$$a_c = 1 - \frac{15 \cdot 50^2}{36470 \cdot 30} = 1 - 0{,}034 = 0{,}966,$$

$$b_c = 1 + 0{,}017 = 1{,}017.$$



Rys. 12. Wykres naprężeń pierwotnych i wtórnych (teoretyczny).

Wtedy moment według metody dokładnej przyjmie postać:

$$M_{1\text{-}2} = \frac{2EI}{l}(2 \cdot 0{,}966 \cdot \tau_{1\text{-}2} + 1{,}017 \cdot \tau_{2\text{-}1}) =$$

$$= \frac{2EI}{l}(1{,}932 \cdot \tau_{1\text{-}2} + 1{,}017 \cdot \tau_{2\text{-}1});$$

Według metody przybliżonej:

$$M_{1\text{-}2} = \frac{2EI}{l}(2 \cdot \tau_{1\text{-}2} + \tau_{2\text{-}1}).$$

Rozciągany pręt 1 — 3.

siła w pręcie . . . . . $S = 11200$ kg;
moduł sprężności . . . $E = 700000$ kg/cm²;
moment bezwładności rury $I = 24{,}89$ cm⁴;
długość pręta . . . . . $l = 50$ cm.

$$a_r = 1 + \frac{(ql)^2}{30} = 1 + 0{,}053 = 1{,}053,$$

$$b_r = 1 - \frac{(ql)^2}{60} = 1 - 0{,}027 = 0{,}973,$$

wtedy według metody dokładnej:

$$M = \frac{2EI}{l}(2 \cdot 1{,}053 \cdot \tau_{1\text{-}3} + 0{,}973 \cdot \tau_{3\text{-}1}) =$$

$$= \frac{2EI}{l}(2{,}106 \cdot \tau_{1\text{-}3} + 0{,}973 \cdot \tau_{3\text{-}1}),$$

a według metody przybliżonej:

$$M = \frac{2EI}{l}(2 \cdot \tau_{1\text{-}3} + \tau_{3\text{-}1}).$$

Rozciągany pręt 1 — 4:

siła w pręcie . . . . . $S = 2120$ kg;
moment bezwładności rury $I = 5{,}2$ cm⁴;
moduł sprężności . . . $E = 700000$ kg/cm²;
długość pręta . . . . . $l = 70{,}7$ cm.

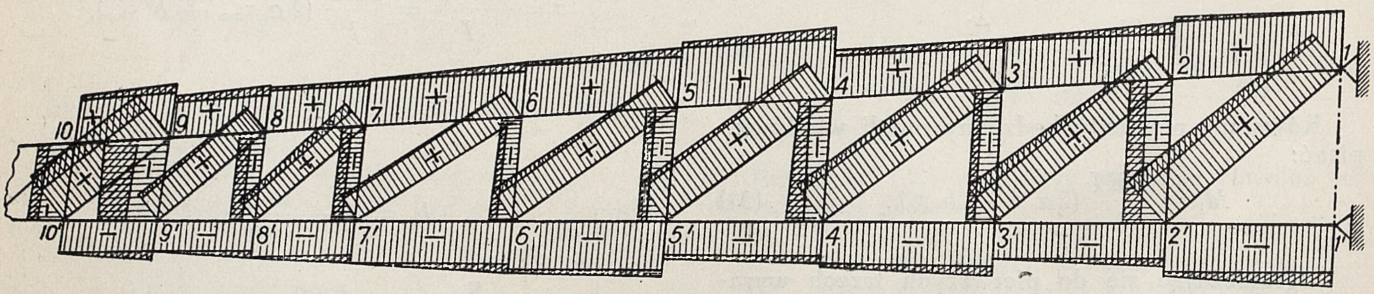
$$a_r = 1 + \frac{(ql)^2}{30} = 1 + 0{,}098 = 1{,}098.$$

$$b_r = 1 - \frac{(ql)^2}{60} = 1 - 0{,}048 = 0{,}952;$$

$$M = \frac{2EI}{l} \cdot (2 \cdot 1{,}098 \cdot \tau_{1\text{-}4} + 0{,}952 \cdot \tau_{4\text{-}1}) =$$

$$= \frac{2EI}{l} \cdot (2{,}196 \cdot \tau_{1\text{-}4} + 0{,}952 \cdot \tau_{4\text{-}1})$$

Otrzymane współczynniki przy niewiadomych τ w porównaniu do współczynników metody przybliżonej wahają się dla konstrukcji lotniczych w granicach 5 — 15%. Dla celów praktycznych, przy obliczaniu naprężeń wtórnych, błąd powstający przy użyciu metody przybliżonej jest do pominięcia. Błąd metody przybliżonej przy obliczaniu naprężeń wtórnych osiąga większe wartości dla prętów rozciąganych niż dla ściskanych.

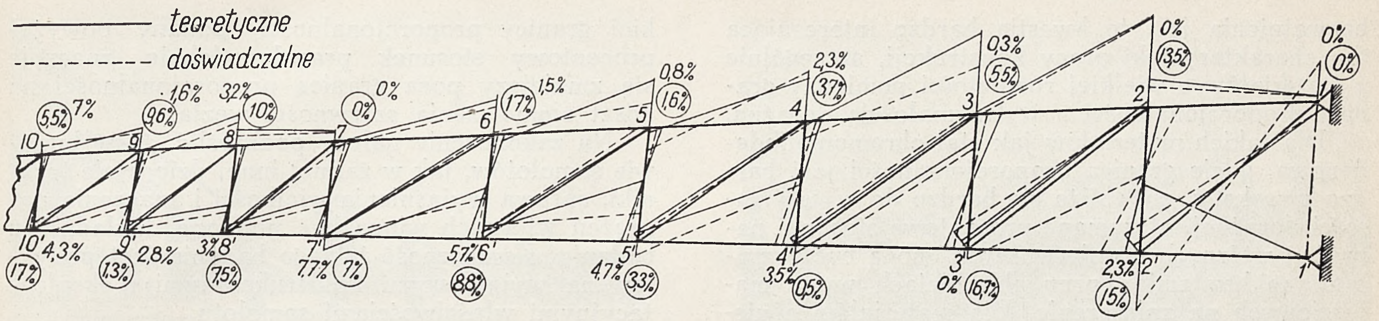


Rys. 13. Wykres naprężeń pierwotnych i wtórnych (doświadczalny).

Uwaga odnosząca się do rys. 8, 12, 13. Przy jednakowych znakach momentów na końcach pręta, wykres momentów gnących będzie się składał z dwóch trójkątów, przecinając oś pręta jak pokazano na rys. 2, t. zn. moment w miejscu przecięcia osi będzie się równał zeru; z tego wynika, że i naprężenie w tym punkcie także jest równe zeru.

Wykresy naprężeń wtórnych, nadbudowanych na pierwotnych, otrzymano w tym wypadku z warunku maximum na końcach pręta, a nie w postaci trójkątów, jak to w rzeczywistości ma miejsce.

W wypadku różnych znaków momentów na końcach pręta, wykresy momentów gnących będą miały wygląd jak podano na rys. 8, 12, 13.



Rys. 14.

Doświadczalne i teoretyczne badania podłużnicy z rur chromomolibdenowych

Podłużnica chromomolibdenowa, która została poddana doświadczeniom i analizie teoretycznej, posiadała wielką ilość prętów (rys. 11); dla tego powodu z góry można było być pewnym utrudnionego badania.

Rozwiązanie zagadnienia przeprowadzono w trzech wariantach:

1) rozpatrzono całą podłużnicę ze wszystkimi 38 węzłami,

2) z otrzymanych 38 równań oddzielono 8 równań z ośmioma węzłami,

3) odcięto część podłużnicy, zawierającą te same 8 węzłów i ułożono dla tej części równania.

Podłużnica poddana teoretycznemu i doświadczalnemu badaniu, posiadała prawie we wszystkich węzłach mimośrodowości — odpowiadające normalnej budowie węzła — o ramieniu w stosunku do punktu przecięcia osi prętów rzędu 1cm.

Wyniki rozwiązań dla wszystkich trzech wypadków stwierdzają, że celem przyspieszenia rozwiązania zagadnienia — znalezienia naprężeń wtórnych w poszczególnych miejscach konstrukcji — niema potrzeby rozwiązywania układu równań dla całości konstrukcji. Wystarczy rozpatrzeć po jednym dodatkowym członie z każdej strony badanego odcinka. Rachunek pokazał bowiem, że wpływ momentów, powstających skutkiem sztywności węzłów, na przylegające węzły jest stosunkowo niewielki.

Naogół można polecić zamiast układania równań dla wszystkich węzłów konstrukcji, układanie równań dla pojedyńczego człona.

Wnioski

Na podstawie wykonanej analizy naprężeń wtórnych, obliczonych na drodze teoretycznej i sprawdzonych danymi doświadczalnymi, można wyciągnąć następujące wnioski:

1. Zgodność obliczenia z doświadczeniem jest zadowalająca (patrz wykres naprężeń wtórnych: teoretycznych — rys. 12 oraz doświadczalnych — rys. 13). Niezgodności w poszczególnych węzłach (patrz wykres równowagi momentów — rys. 14) należy w zasadzie przypisać niedostatecznej dokładności w przeprowadzeniu doświadczenia. Wybitna niezgodność u nasady, (zamiast zera otrzymano dużą wartość momentu) tłumaczy się zamocowaniem końca podłużnicy podczas doświadczenia.

2. Okazało się, że naprężenia wtórne wywierają największy wpływ na słupki, przy czym naprężenia w pobliżu węzłów pozostają dla każdego słupka w przybliżeniu jednakowe. Wartości naprężeń wtórnych dla słupków teoretyczne i doświadczalne są następujące: u nasady podłużnicy 35%, w środku 80 — 100%, zbliżając się ku końcowi 200 — 250%, w stosunku procentowym do obliczenia nieuwzględniającego naprężeń wtórnych. Doświadczalne potwierdzenie tych ostatnich cyfr nie okazało się możliwym. Stopniowe narastanie wielkości naprężeń wtórnych od nasady ku końcowi podłużnicy tłumaczy się wysokością słupków: krótsze słupki ku końcowi skrzydła są sztywniejsze na zginanie i z tego powodu, przy tym samym odkształceniu kątowym, otrzymują większy moment gnący, a stąd i większe naprężenie.

3. Naprężenia wtórne w przekątnych i w pasach, tak ściskanych jak i rozciąganych, są stosunkowo niewielkie, przy konstrukcyjnie normalnych mimośrodach wynoszą bowiem około 20%. Dla takich materiałów jak stal chromomolibdenowa, wartość ta w żadnym wypadku nie powinna być zmniejszana. Doświadczenie z podłużnicą chromomolibdenową pokazało, że zniszczenie nastąpiło przedwcześnie w stosunku do zwykłego obliczenia, t. j. do obliczenia bez uwzględniania naprężeń wtórnych; po remoncie podłużnicy, zjawisko powtórzyło się.

4. Rozkład momentów w węzłach powtarza się z wielkim podobieństwem. Jak to widać z wykresu moment skutkiem mimośrodowości zmienia rozkład momentów węzłowych, przy czym po stronie przekątnej, dającej moment mimośrodowości, pas podłużnicy otrzymuje dodatkowe obciążenie, podczas gdy pas odchodzący od węzła po drugiej stronie jest odciążony. Wskazuje to jeszcze raz na niedogodność mimośrodowości w węzłach konstrukcji. W wypadku, gdy konstrukcja nie posiada mimośrodowości, można wskazany powyżej dla pasów podłużnicy procent (20%) zniżyć do 15%.

Przeprowadzone przez nas badanie naprężeń wtórnych może być uważane za słuszne dla konstrukcji pracującej w granicach proporcjonalności. Zagadnienie, jaki jest ilościowy i jakościowy przebieg naprężeń wtórnych poza granicami proporcjonalności, jest dotychczas mało zbadane, chociaż

bezwątpienia jest to kwestia bardzo interesująca dla charakterystyki pracy konstrukcji, szczególnie z materiałów o wielkiej rozpiętości pomiędzy granicą proporcjonalności a wytrzymałością doraźną.

Dla takich materiałów jak stal chromomolibdenowa, gdzie granica proporcjonalności jest bardzo wysoka, t. zn. zbliża się bardzo do wytrzymałości doraźnej, otrzymane procentowe stosunki naprężeń wtórnych do pierwotnych, mogą być przyjmowane bez zmian przy obliczeniach wytrzymałościowych na zniszczenie. Dla materiałów o niskiej granicy proporcjonalności, podany powyżej procentowy stosunek prawdopodobnie znacznie się zmniejszy poza granicą proporcjonalności na koszt zmniejszenia sztywności węzła.

Na zakończenie należy podkreślić, że w budowie samolotów, jak w żadnej innej dziedzinie techniki, sprawa wyjaśnienia wielkości i znaczenia naprężeń wtórnych winna być poddana dokładnemu badaniu. Konieczność takiego badania jest podyktowana wyjątkowymi konstrukcyjnymi i eksploatacyjnymi właściwościami samolotu.

SAMOLOTY I SILNIKI NA II-GIM SALONIE LOTNICZYM W MEDIOLANIE

(Korespondencja własna)

SAMOLOTY

Poniższe sprawozdanie omawia jedynie ciekawsze z pośród samolotów wystawionych na tegorocznym salonie mediolańskim. Całkowity przegląd eksponatów podaje tablica. Zamieszczone zostały ponadto rysunki trzech samolotów, omówionych w poprzednim numerze (rys. 1, 2 i 3).

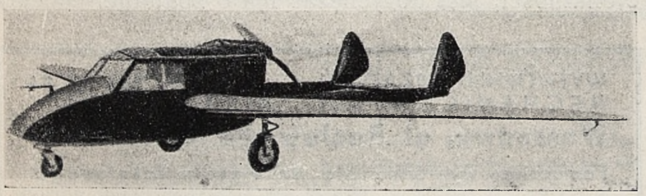
Samoloty komunikacyjne posiadały tylko dwóch reprezentantów: Savoia Marchetti S. 83 i Fiat G. 18 V.

Pierwszy z nich pochodzi bezpośrednio od sławnego już zwycięzcy w wyścigu Istres — Damas — Paris, bombardowca S. 79 (rys. 4). Na obu tych samolotach widać wszystkie cechy charakterystyczne dla wytworów firmy Savoia Marchetti, która od kilkunastu lat nie zmienia nic zasadniczego w swej konstrukcji, tylko wciąż ją ulepsza. Są to więc dolnopłaty wolnonośne, o bardzo grubych profilach przy kadłubie. Skrzydło całkowicie drewniane, trójpodłużnicowe, kryte sklejką. Pomimo znacznej rozpiętości (21,2 m) skrzydło wykonano jako niedzielone. Dla ochrony od wpływów atmosferycznych sklejkę pokryto z wierzchu płótnem i pocellonowano. Wnętrze skrzydła podzielone jest na szczelne komory, dzięki czemu, w razie opadnięcia na wodę, samolot może długo utrzymać się na powierzchni. Wzdłuż całej rozpiętości zastosowano sloty i klapy szczelinowe; lotki również opuszczają się o pewien kąt dla zwiększenia nośności. Kadłuby wykonane są ze spawanych rur chromomolibdenowych.

Ciekawe jest, że Savoia używa aż czterech sposobów spawania. Części najbardziej odpowiedzialne (łoża silnikowe, składana rama podwozia) spawane są elektrycznie w atmosferze wodoru atomowego, większość okuć i rur spawana jest palnikiem acetylenowym, wreszcie części mało odpowiedzialne spawane są elektrycznie, metodą najtańszą i najszybszą. Oprócz tego szeroko jest stosowana metoda punktowego spawania elektrycznego.

Kadłub samolotu posażerskiego w przodzie pokryty jest blachą duralową, tył kryty sklejką na listwach drewnianych, tak że zewnętrznie robi wrażenie drewnianego. Kadłub samolotu bombowego posiada przód pokryty duralem tył zaś płótnem.

Stateczniki i stery, o konstrukcji z rur chromomolibdenowych pokryte są płótnem i wyważone aerodynamicznie i statycznie.



Fot. w/g. Flugsport.
Rys. 1. Trzykołowiec Lombardi „L/B".



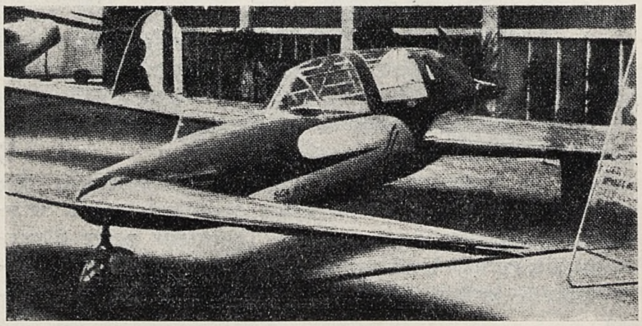
Fot. w/g. Flugsport.
Rys. 2. Samolot „Colibri" Beltrame.

Podwozie chowane hydraulicznie przy pomocy pompki napędzanej silnikiem i w razie uszkodzenia tamtej, pompki ręcznej. Opuszczanie podwozia jest szybkie, bez udziału pompki, dzięki energii nagromadzonej przy podnoszeniu podwozia.

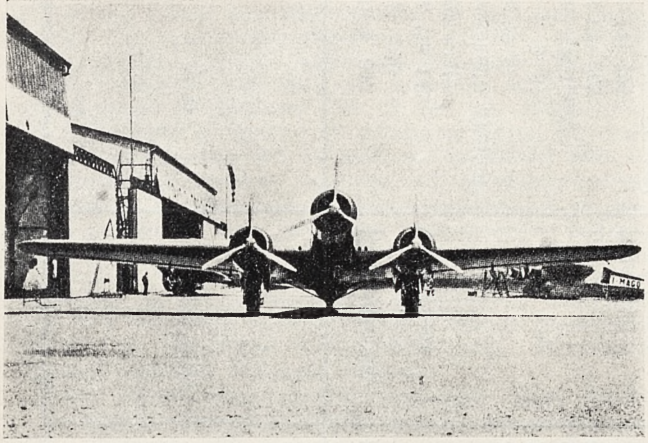
Trzy silniki zamocowane są na łożach elastycznie. Zbiorniki benzyny nitowane są z blachy duralowej. Dwa zbiorniki, które stanowią tyły gondol silnikowych i umocowane są do kratownicy tylko za swą przednią ścianę, przed montażem są przez dwie godziny próbowane na trzęsionce (napełnione wodą). Śmigła metalowe typu „Savoia Marchetti" są przestawne w locie na dwie pozycje. Silniki są wysokościowe, pełną moc dają na wysokości 3400 m. Największą szybkość przelotową 380 km/godz. rozwija samolot na wysokości 5000 m.

Drugi samolot komunikacyjny wystawiła firma Fiat. Fiat G18V posiada układ zewnętrzny zbliżony do Savoi, lecz konstrukcję zupełnie odmienną.

Skrzydło jest trójdzielne, część środkowa posiada szkielet stalowy kryty duralem, części zewnętrzne są konstrukcji kesonowej duralowe. Skrzydło waży 1700 kg to znaczy 19,4 kg/m². Przy lądowaniu nośność skrzydła zwiększają „krokodyle". Kadłub jest skorupowy z blachy duralowej.

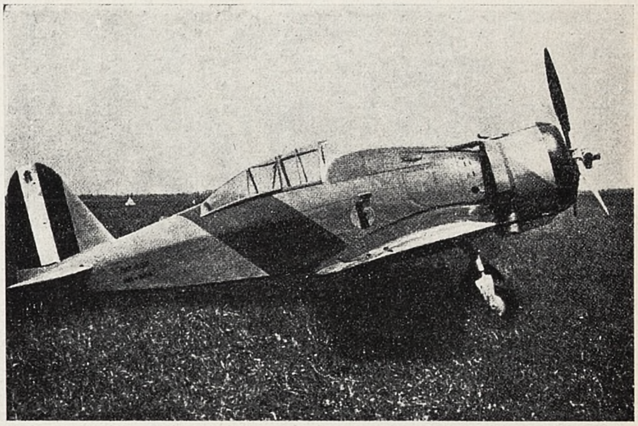


Fot. w/g. Flugsport.
Rys. 3. Trzykołowa kaczka „S. S. 3".



Fot. w/g. katal. ANIMA.

Rys. 4. Samolot Savoia Marchetti S. 79.



Fot. w/g. katal. ANIMA.

Rys. 5. Samolot Fiat G 50.

Maksymalną szybkość Fiat G18V rozwija na wysokości 4650 m; jak na samolot komunikacyjny jest to wysokość bardzo duża, zważywszy, że największą szybkość przelotowa rozwijać będzie jeszcze wyżej.

Do komunikacyjnych samolotów można by zaliczyć jeszcze dwie niemieckie pięcioosobowe maszyny: Gotha Go 146 i Fh 104. Oba te samoloty są do siebie zbliżone i kształtami zewnętrznymi i konstrukcją. (Trzeci podobny samolot Ago Ao 192 był do obejrzenia na lotnisku). Wskazuje to na znaczne zapotrzebowanie w Niemczech na małe i szybkie samoloty, mogące wygodnie przenieść nie wielką liczbę osób, czy to jako taksówka powietrzna do wynajęcia, czy do użytku prywatnego.

Oba te samoloty posiadają skrzydła trójdzielne, części zewnętrzne wykonane z drzewa, środkowe z duralu. Klapy szczelinowe. Kadłuby skorupowe wykonano z blachy duralowej. Podwozia hydraulicznie chowane w gondolach silnikowych.

Prócz wymienionego już S. 79 wystawiono jeszcze 8 samolotów bombardujących. Wśród nich ciekawą konstrukcją wyróżniał się Breda 82, którego szkielet nośny spawany był z rur stalowych, zaś do niego przynitowane żeberka i pokrycie z cienkiej blachy duralowej.

Piaggo P 32 zwracał uwagę swoimi grubymi kształtami; kadłub prawie cały jednakowego przekroju, gwałtownie ścieniony na końcu. Pomimo tej pojemności dorównywał szybkością reszcie bombowców, może z powodu małych skrzydeł (rozpiętość 18 m, gdy inne bombowce około 21 m). Ponieważ i udźwig jego był równy udźwigowi innych samolotów, więc dla otrzymania możliwej szybkości lądowania (120 km/godz.) musiał się uciec konstruktor do skomplikowanych urządzeń, zwiększających nośność. Zostosowano podwójne klapy szczelinowe, po wychyleniu których profil był bardzo wygięty i posiadał duże szczeliny.

Niestety samoloty na wystawach ustawiane są w sposób coraz bardziej niedostępny, na wysokich podstawach, ze wszystkimi otworami pozamykanymi, nawet w kilku wypadkach szyby wykonano z nieprzezroczystych celuloidów.

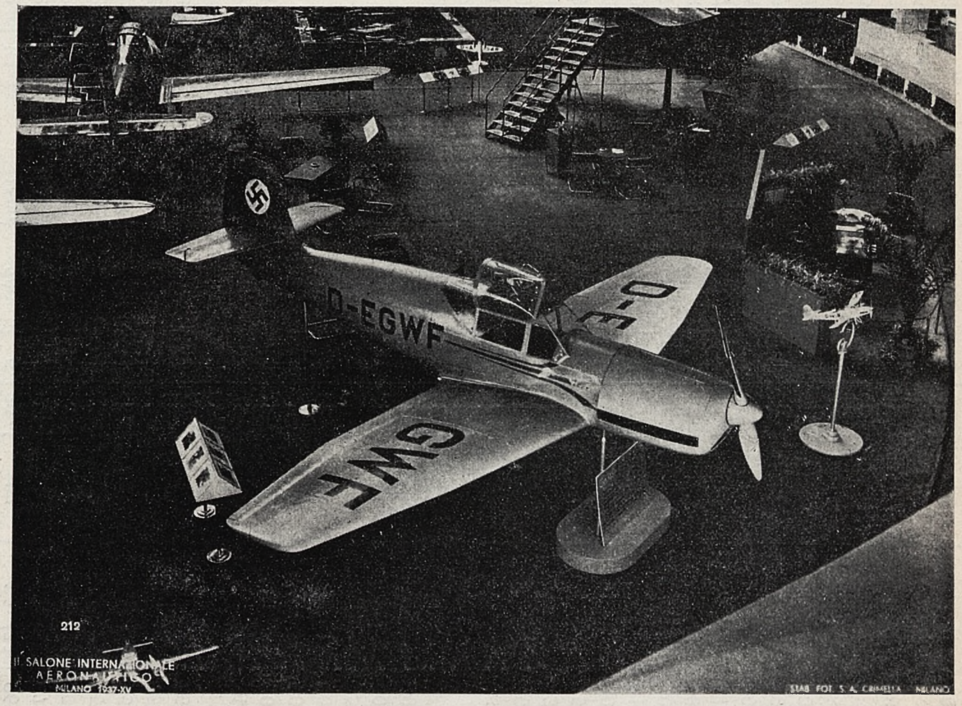
Nie ogłoszono również powierzchni nośnych i ciężarów własnych.

Jednym z nielicznych dwupłatów był samolot rozpoznawczy Caproni CA 134, lecz tę swą cechę charakterystyczną tak silnie podkreślił, że nawet opierzenie poziome zostało wykonane jako dwupłatowe, zaś kierunkowe podwójne. Wykonano tak dla polepszenia obstrzału do tyłu i podobno otrzymano doskonałą stateczność (opierzenie poziome ustawione w lekkie V).

Samoloty myśliwskie włoskie nie wyróżniały się niczym specjalnym. Najszybszy z nich Fiat G 50 (rys. 5), nie wiele przewyższał bombowce. Jego trójdzielne skrzydło posiadało części zewnętrzne wykonane z duralu, część środkową zaś z rur stalowych łączonych na mufy i śruby, pokrytą duralem. Podwozie chowane.

Cokolwiek od niego szybszy był niemiecki Heinkel He 112, wyróżniający się gładkością zewnętrznych linii.

Wszystkie te pościgówki posiadają kolosalną wadę stosunkowo małej zwrotności. Ze względu na wielką szybkość muszą one robić skręty łukami o dużych promieniach i, jak wykazały próby walki powietrznej, myśliwiec wolniejszy lecz zwrotniejszy z łatwością unika znalezienia



Fot. S. A. Crimella—Milano.

Rys. 6. Fragment stoiska niemieckiego. Z przodu samolot Gotha Go 149, w głębi na lewo Arado Ar 96, na prawo Heinkel He 112.

*) Fotografia tego samolotu została zamieszczona w Nr. 7 (lipiec 1937 r.) Techn. Now. Lotn. na str. 190 (rys. 6).

Samoloty na Salonie Lotniczym w Mediolanie 1937 r.

Nr.	Typ	Przeznaczenie	Układ	Materiał	Silniki: Ilość	Silniki: Typ	Silniki: KM	Urządzenia zwiększające nośność	Ciężar własny kg	Ciężar użyteczny kg	Ilość miejsc	Powierzchnia nośna m²	Obciążenie powierzchni kg/m²	Obciążenie mocy kg/KM	Szybkość maksym. km/g.	Szybkość minim. km./g.	Pułap m.	Zasięg km
1	Savoia S. 83.	Komunikacyjny	Dolnopłat	Drzewo i stal	3	Alfa 126 RC 34	750	Klapy i sloty	6800	3500	14	61	169	4,5	425	110	7000	2000
2	Fiat G. 18V.	,,	,,	Dural	2	Fiat A 80	1000	Krokodyle	7200	3600	21	88,3	122	5,4	400	110	8700	1500
3	Gotha Go 146	Turystyczny	,,	Drzewo i dural	2	Hirth HM 508 E	240	Klapy	1500	700	5	20,6	107	4,6	338	96	5400	1000
4	Fh. 104 Halle	,,	,,	,, ,,	2	Hirth HM 508	240	,,	1440	810	5	22,3	101	4,7	335	97	5700	950
5	Messerschmitt „Taifun"	,,	,,	Dural	1	Argus As 10 C	240	Klapy i sloty	800	547	4	16	84	6,1	300	85	6000	1000
6	Breda 79 S.	,,	Górnopłat z zastrz.	Drzewo i stal	1	Argus As 10	230	,, ,,	770	450	4	18	68	5,3	260	75	4500	
7	S. A. I. 2. S.	,,	Dolnopłat	Drzewo	1	Alfa Romeo 115	186	Klapy	695	438	4	15,8	72	6,1	250	85	6000	
8	Stinson „Reliant"	,,	Górnopłat z zastrz.	Stal	1	Wright	285	,,	1105	630	5	23,8	73	6,1	285	75		700
9	Nardi FN 305	,,	Dolnopłat	Drzewo i stal	1	Alfa Romeo 115-1	200	,,	600	300	2	12	75	4,5	340	85		
10	Nardi FN 305	Raidowy	,,	,, ,,	1	Walter Bora	205	,,			1				340			6000
11	Miles Whitney Straight	Turystyczny	,,	Drzewo	1	Gipsy Major	130	Krokodyle	560	340	2				233	61		920
12	Francis Lombardi „L/B"	,,	Dolnopłat trzykoł.	,,	1	Alfa Romeo 110	130	Klapy	600	280	2	15,2	58	6,8	230	70	5500	860
13	S. A. I. 3	Sportowy	Średniopłat	,,	1	Fiat A 50	85	niema		270	2				220	90	4000	
14	Zlin XII	Turystyczny	Dolnopłat	,,	1	Persy II	45	,,	289	200	2	12	41	10,9	155	70	3800	450
15	S. Stefanutti S. S. 3.	,,	Średniopłat kaczka trójkołowy	,,	1	CNA II	38	,,		220	2				140	55	4000	
16	Tipsy S-2	Sportowy	Dolnopłat	,,	1	Sarolea	32	,,	160	100	1	9,5	27,5	8,1	175	60	5000	650
17	„Colibri" Beltrame	,,	Średn opłatkaczka	,,	1	Beltrame	18	,,	70	90	1	4,5	35,5	8,9	160	60		500
18	Gotha Go 149	Sportowy-akrobac.	Dolnopłat	Drzewo i dural	1	Argus As 10 C	240	Klapy	740	260	1	11,4	88	4,2	345		6400	950
19	Arado Ar 96	,,	,,	Dural	1	Argus As 10 C	240	,,	1020	490	2	17,1	88	6,3	300	93	5200	810
20	Magni „Vale"	Akrobacyjny	Górnopłat z zastrz.	Drzewo	1	Farina T 58	130	,,	560	200	1	10,7	71	5,8	250	95	7000	
21	Breda 82	Bombardujący	Dolnopłat	Stal kryta duralem	2	Fiat A 80 RC 41	1000	,,		3200					450	130	9500	
22	Caproni CA 310	,,	,,	Drzewo i stal	2	Piaggio P VII C	430	Krokodyle	3000	1150					347	103	7000	
23	Caproni CA 135	,,	,,	,, ,,	2	I.F. Asso XI RC 40	900	,,	5650	2875					420	115	7900	
24	Fiat BR 20	,,	,,	Dural	2	Fiat A80 RC 41	1000	,,	6500	3600		74	136	5	430	120	9000	3000
25	Piaggio P 32	,,	,,	Drzewo	2	Piaggio P XI RC 40	1020	Sloty i podwójne klapy	5750	3500					425	121	8000	
26	Savoia S 79	,,	,,	Drzewo i stal	3	Alfa 126 RC 35	758	Sloty i klapy		3700		61			430	110	7500	
27	Junkers Ju 86 K	,,	,,	Dural	2	BMW 132 DC	880	Klapy	5810	2390		82	100	4,7	390	100	7900	
28	Cant Z 506 B	Bombard. wodny	Dolnopłat z pływ.	Drzewo	3	Alfa 126 RC 34	780	,,	7400	3200		87	121	4,5	380	111	10000	
29	Macchi MC 99	,, ,,	Górnopłat łodziow.	,,	2	I.F. Asso XI RC 15	836	,,		4600					272	100	5250	
30	Caproni CA 134	Rozpoznawczy	Dwupłat	Drzewo i stal	1	I.F. XI RC 40	900	,,		1000	2				390	90	8000	
31	Breda 65	Myśliwski	Dolnopłat	Stal kryta duralem	1	I.F. XI RC 40	900	,,	1880	550—1100	1—2	23,5	103—126	2,7—3,3	425	110	8000	
32	Fiat G 50	,,	,,	Dural i stal	1	Fiat A 74 RC 38	840	,,	1600	430	1	18	113	2,4	470	118	9500	
33	Ro 51	,,	,,	Drzewo i stal	1	Fiat A 74 RC 38	840	,,			1							
34	Ro 41	,,	Dwupłat	,, ,,	1	Piaggio PVIIC 45	450	niema		250	1	19,2			340	98		
35	Heinkel He 112	,,	Dolnopłat	Dural	1	Jumo 210 Ea	685	klapy	1600	630	1				485		8500	1100
36	Henschel Hs 123	Bomb. z nurkow.	Dwupłat	,,	1	BMW 132 A	660	,,	1460	760	1	24,9	80	3,3	355	100	8400	860

się pod obstrzałem, sam chwytając na cel szybszego przeciwnika. Tym się zapewne tłumaczy, że zakłady Fiata produkują seryjnie samoloty myśliwskie starszego typu CR 32 ter. Do wniosków tych, jak nam mówiono, doprowadziły doświadczenia w Hiszpanii. CR 32 ter jest jednoosobowym dwupłatem, o konstrukcji duralowej, krytej płótnem. Szybkość maksymalna 355 km/godz. na wysokości 3000 m.

Nowoczesne szybkie samoloty, ze skomplikowanymi urządzeniami do chowania podwozia, klapami i t. p. wymagają podobnego typu samolotów treningowych. Zadanie to spełnia Gotha Go 149 (rys. 6), wyposażony w fotokarabin i radio. Wytrzymałość jego odpowiada samolotom myśliwskim, to znaczy współczynnik obciążenia łamiącego około 13 i dozwolone nurkowanie do szybkości granicznej. Skrzydła są drewniane, jednopodłużnicowe. Sterowanie sztywnymi prętami. Podwozie chowane.

Jako dwuosobowy samolot treningowy służy Arado Ar 96 (rys. 6). Wytrzymałość jego pozwala na pełną akrobację. Podwozie jest hydraulicznie chowane w skrzydle. Klapy szczelinowe również hydraulicznie napędzane.

Przejrzenie listy wystawców daje pojęcie, jaka olbrzymia ilość fabryk lotniczych pracuje we Włoszech. Wystawiało 16 fabryk płatowcowych, do związku włoskich konstruktorów lotniczych „ANIMA" należą 24 fabryki płatowcowe i 6 silnikowych. Zwraca uwagę, że te same typy płatowców są produkowane przez różne firmy.

Inż. L. M. Dulęba.

SILNIKI

Na tegorocznym salonie mediolańskim dział silników był bardzo ciekawy, chociaż ze względów polityki ogólnej był to raczej jednostronny pokaz produkcji włoskiej i niemieckiej. Poza przemysłem tych państw, w dziale silnikowym reprezentowane były z zagranicznych firm tylko Hispano-Suiza i Gnome Rhone z Francji oraz Walter z Czechosłowacji.

Jako główny kierunek w rozwoju silników lotniczych wybijało się na pierwszy plan przejście wszystkich firm, produkujących silniki gwiazdowe, na układ podwójnej gwiazdy. Nastąpiło to wskutek dążenia do otrzymania jednostek o bardzo dużej mocy a o względnie małej powierzchni czołowej. Kierunek ten, który w zeszłym roku na salonie w Paryżu zaznaczał się dopiero, zapanował obecnie całkowicie.

Poza tymi silnikami o mocach dużo powyżej 1000 KM, zwrócił uwagę również powrót firmy Junkers, znanej ze swoich dwusuwów lotniczych na paliwa ciężkie, do konstrukcji silników czterosuwowych benzynowych, i to w sposób bardzo udany. Bezsprzecznie silnik Jumo 210, tryumfator z tegorocznego meetingu w Zurychu, oraz jego odmiana o większej mocy, Jumo 211, były najbardziej interesującymi eksponatami na wystawie.

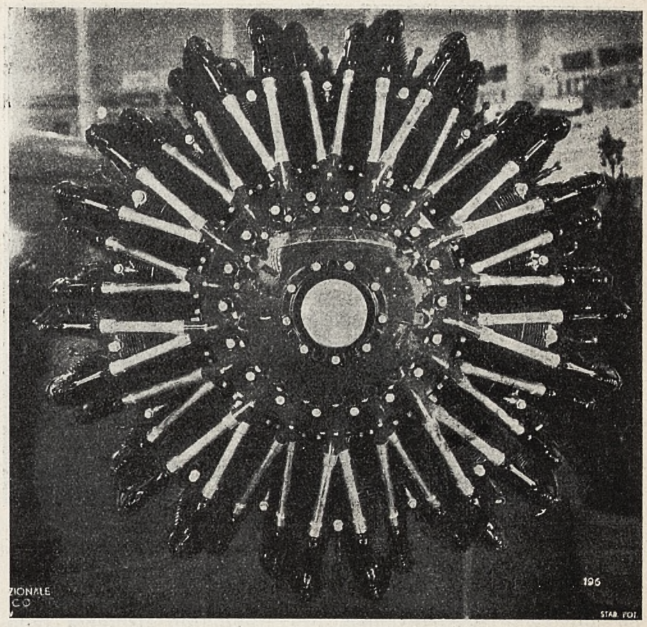
Silniki włoskie wykazują prawie bez wyjątku silne wpływy zagranicznych konstrukcji, i większość prototypów pochodzi z przekonstruowanych licencji. Widać w tym dążenie do jaknajszybszego dojścia do własnych typów silników seryjnych jaknajprostszą drogą, unikającą w miarę możliwości długotrwałych studiów. Przy gwałtownym rozwoju lotnictwa włoskiego oraz dużym zapotrzebowaniu coraz nowocześniejszego sprzętu, droga ta może nie jest pozbawiona pewnej chwilowej słuszności.

Dla zobrazowania całokształtu działu silnikowego zrobimy poniżej przegląd stoisk poszczególnych firm. Wielkości charakterystyczne omawianych silników zestawione są w załączonej tablicy (str. 316).

Silniki włoskie

Piaggio & C. S. A. Genova.

Wytwórnia ta wystawiła bogatą kolekcję silników gwiazdowych chłodzonych powietrzem, z których zresztą większość wystawiona już była na I-ym Salonie Mediolańskim. Przypominają one całym szeregiem szczegółów konstrukcyjnych silniki Gnome Rhone. Zaopatrzone są wszystkie w gaźniki własnej konstrukcji oraz iskrowniki i świece Marelli. Na wszystkich silnikach poza P-XII stosowana jest znana pół-kompensacja luzów zaworowych systemu Gnome-Rhone. Rozrząd odbywa się za pomocą stożkowej



Fot. S. A. Crimella—Milano.

Rys. 1. Silnik Piaggio P-XII R. C. 40.

tarczy rozrządu, umieszczonej z przodu silnika. Na wszystkich silnikach zastosowane są rozruszniki systemu Viet'a.

Idąc w kolejności eksponatów spotykamy:

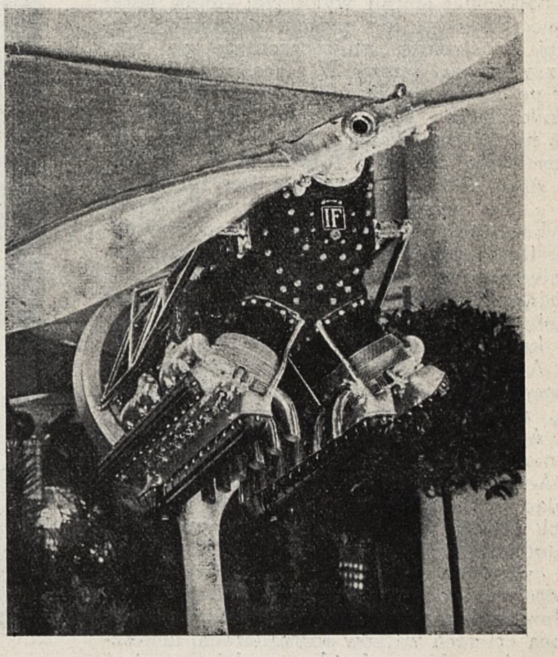
P-VII C 16. Jest to gwiazda pojedyńcza o 7-iu cylindrach, średniej mocy, bez reduktora. Gaźnik dolny z oddzielnie umieszczonym, na kolanie dolotowym, regulatorem ciśnienia ładowania. Chwyt powietrza z dołu silnika, pod studzienką smaru, posiadający boczne odgałęzienia dla łapania gorącego powietrza z za cylindrów.

P-VII C 45. Odmiana poprzedniego z dwubiegową sprężarką, o zmianie biegów całkowicie mechanicznej.

P-IX-RC 40. Gwiazda pojedyńcza o 9-iu cylindrach, trochę większej mocy niż poprzednie, z dwubiegową sprężarką również, oraz z reduktorem o kołach stożkowych.

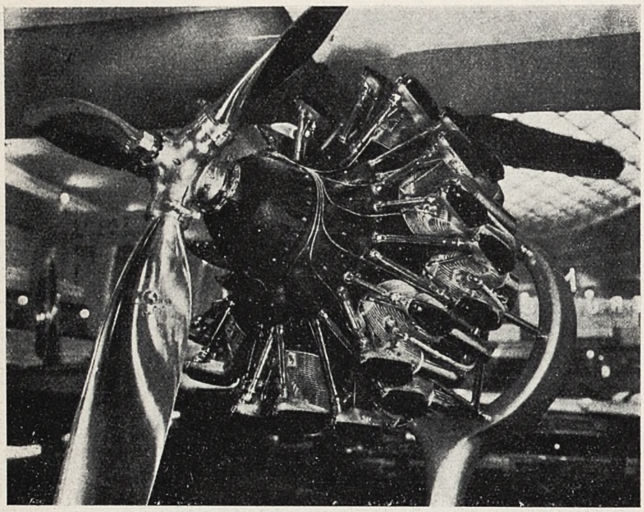
P-X-R. Odmiana poprzedniego, o trochę większej mocy oraz o pojedyńczej sprężarce.

P-XI-RC. Gwiazda podwójna o 14-u cylindrach. Gaźnik górny własnej konstrukcji zaopatrzony w automatycz-



Fot. S. A. Crimella—Milano.

Rys. 2. Silnik Isotta Fraschini Asso A 120 I.R.C.C.



Fot. S. A. Crimella—Milano.

Rys. 3. Silnik Isotta Fraschini Astro 140-RC-30.

ną poprawkę wysokościową oraz regulator ciśnienia ładowania. Karter główny z kutego duralu, wykonany z jednej sztuki. Wał dzielony na trzy części. Na płatowcu, zaopatrzonym w ten silnik, został pobity 5 maja 1936 r. rekord wysokości przez pułkownika Pezi.

P-XII RC 40 (rys. 1). Gwiazda podwójna o 18-u cylindrach. Jest to jeden z najpotężniejszych silników, znajdujących się na wystawie. Bliższych szczegółów o nim brak. Podano tylko moc nominalną 1600 KM. Reduktor robi wrażenie wyjątkowo dużego, czemu zresztą nie można się dziwić ze względu na przenoszoną moc. Silnik ten jest zaopatrzony w sprężarkę jednobiegową, gaźnik górny własnej konstrukcji, iskrowniki, świece i prądnicę Marelli, oraz pompę próżniową Fimac. Posiada również nowe bagnetowe zamocowanie osłon popychaczy, oraz pozbawiony jest podobno wszelkiej kompensacji luzów zaworowych.

Isotta Fraschini. Milano.

Wytwórnia ta, należąca do koncernu Caproniego, wystawiła silniki chłodzone wodą oraz powietrzem. Silniki o chłodzeniu wodnym przypominają bardzo silniki Hispano-Suiza.

Aso 750 RC 35. 18 cylindrów w trzech rzędach w W. chłodzony wodą. Sprężarka o podwójnej spirali wylotowej tłoczy sprężone powietrze do sześciu gaźników własnej konstrukcji, umieszczonych po trzy z zewnętrznej strony W i zasilających każdy po 3 cylindry. Reduktor czołowy. Jest to silnik starego typu, obecnie dla lotnictwa już nie produkowanego. Znalazł on zato zastosowanie do łodzi torpedowych.

Asso L 121 RC 40. Silnik dwurzędowy w V, o 12-u cylindrach, chłodzony wodą. Sprężarka, o układzie podobnym do poprzedniego, tłoczy powietrze do czterech gaźników, umieszczonych po dwa z zewnątrz V i zasilających po trzy cylindry każdy. Reduktor czołowy, dwa przewietrzniki z przodu i z tyłu karteru, rozrusznik systemu Viet.

Asso XI RC 40. Silnik starego typu rzędowy w V, o 12-u cylindrach, chłodzony wodą, został pokazany w przekroju.

Asso A 120 I.R.C.C. 40 Delta (rys. 2). Inżynier Viale, który poprzednio pracował u Armstronga, skonstruował ten silnik, hołdując tendencji, zaznaczającej się w ostatnich latach, do układu w V odwróconego, chłodzonego powietrzem. Silnik ten posiada 12 cylindrów chłodzonych powietrzem, umieszczonych w dwóch rzędach odwróconych. Głowice lane dwuzaworowe; rozrząd za pomocą czterech wałków rozrządczych, umieszczonych po dwa na każdym rzędzie; sprężarka, o dwóch spiralach wylotowych, doprowadza powietrze do czterech gaźników własnej konstrukcji, umieszczonych po dwa na zewnątrz V. Wydech skierowany jest do wewnątrz V. Świece umieszczone na samym szczycie głowic, pomiędzy wałkami rozrządu, w osi poszczególnych cylindrów, są doskonale chłodzone. Iskrowniki i świece Marelli. Reduktor czołowy. Jak widzimy jest to silnik, który w szczegółach zasadniczych różni się od silników tego typu, konstruowanych dotychczas.

Astro 7 C 40. Gwiazda siedmiocylindrowa, średniej mocy, chłodzona powietrzem, gaźnik górny; niema kompensacji luzów zaworowych. Jest to silnik starego typu.

Astro 140 RC 30 (rys. 3). Gwiazda podwójna o 14-u cylindrach, z reduktorem oraz półkompensacją luzów zaworowych. Jest to silnik bardzo podobny do silnika K 14 Gnome Rhone'a.

Alfa-Romeo S. A. Milano.

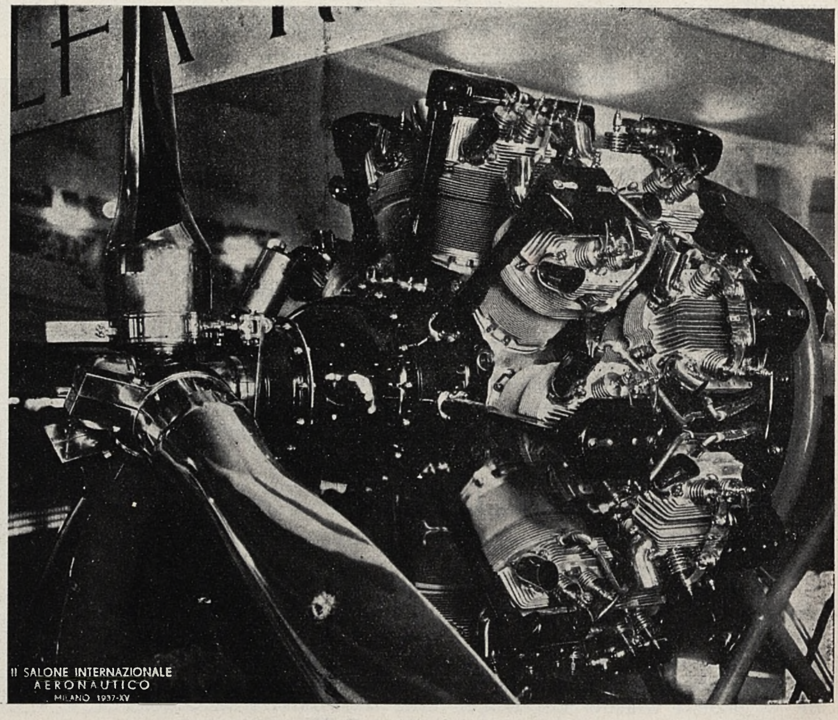
Wytwórnia ta produkuje silniki gwiazdowe chłodzone powietrzem według licencji Bristola, oraz silniki rzędowe, małej mocy, według licencji Waltera. Silniki te nie są wykonywane ściśle według odpowiednich licencji, lecz przekonstruowywane. W ten sposób powstały silniki:

Alfa 135 RC 32 (rys. 4). Podwójna gwiazda o 18-u cylindrach, o mocy 1350 — 1500 KM. Brak wszelkich bliższych szczegółów. Można powiedzieć, że silnik ten składa się z dwóch Merkurych Bristol'a, zmontowanych na wspólnym karterze, gdzie tylna gwiazda została odwrócona ze względu na jej rozrząd, który jest przerzucony do tyłu. Zaopatrzony jest w iskrowniki i świece Marelli, w gaźnik dolny Zenith-Stromberg o pojedyńczej gardzieli średnicy 160 mm, oraz w śmigło o zmiennym skoku, własnej konstrukcji, o którym będzie mowa poniżej. Reduktor Bristolowski. Skrzynka napędów pomocniczych, o dużej ilości końcówek, jest bardzo podobna do skrzynek Bristol'a. Rozrusznik systemu Viet'a.

Alfa 126 RC 34. Gwiazda o 9-iu cylindrach, zewnętrznie nie różni się prawie wcale od Pegaza VIII.

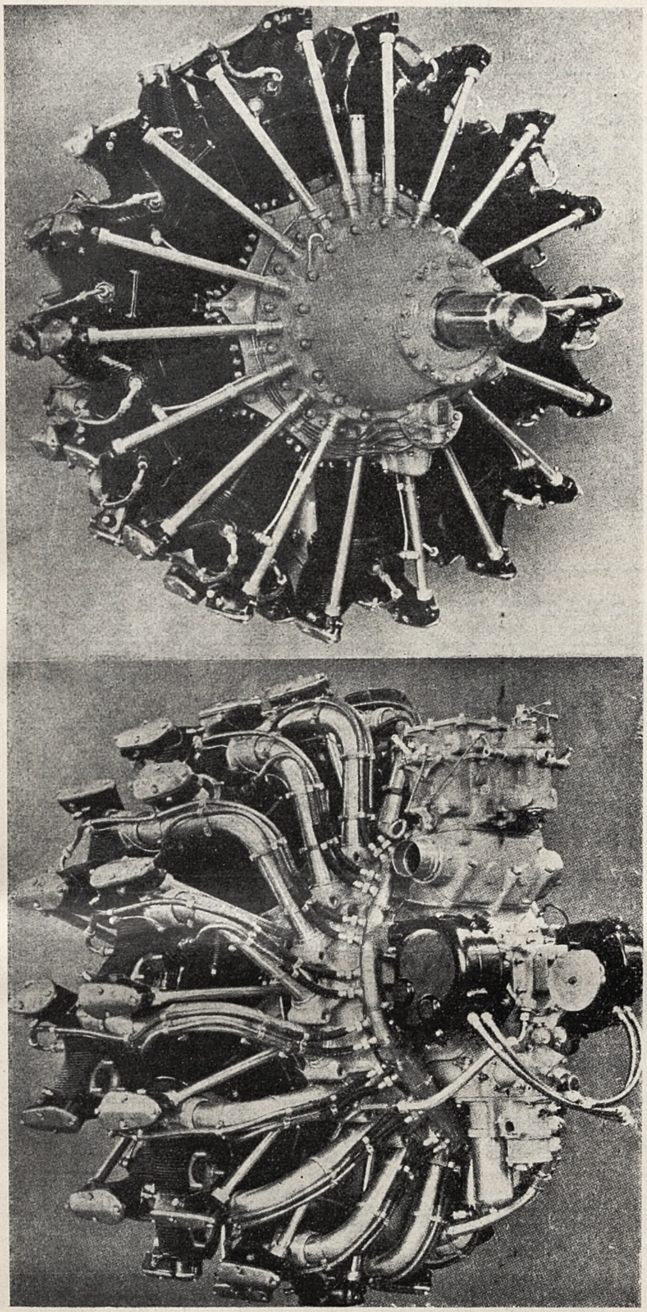
Alfa 115-I. Bezsprężarkowy silnik rzędowy odwrócony o 6-iu cylindrach średniej mocy. Głowice lane z brązu aluminiowego. Zaopatrzony jest w dwa gaźniki Hobsona oraz w śmigło o zmiennym skoku, nastawianym ręcznie z kabiny pilota. Bardzo podobny do Majora 6 Waltera.

Alfa 110-I. Bezsprężarkowy silnik rzędowy odwrócony o 4-ch cylindrach, małej mocy, zaopatrzony w śmigło nastawne na ziemi i jeden gaźnik Hobsona. Bardzo podobny do Juniora 4 Waltera.



Fot. S. A. Crimella—Milano.

Rys. 4. Silnik Alfa R.C. 32.



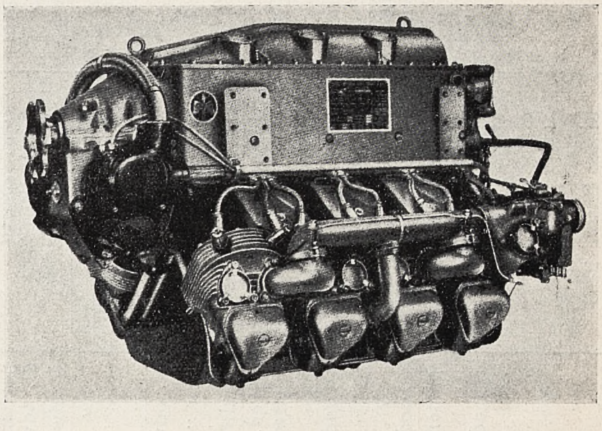
Fot. w/g. prosp. firmy.
Rys. 5. Silnik Fiat A 80 RC 41.

Fiat S. A. Torino.

Poza stałym bywalcem większości wystaw lotniczych, 24-cylindrowym silnikiem AS-6, za pomocą którego został zdobyty rekord szybkości, wytwórnia ta wystawiła następujące bardzo ciekawe silniki w gwiazdę, chłodzone powietrzem.

A 74 RC 38. Podwójna gwiazda o 14 cylindrach, z reduktorem o kołach stożkowych, z regulatorem do śmigła o stałych obrotach, umieszczonym na nosie silnika, z oddzielną studzienką smaru pod spodem reduktora, z rozrusznikiem Viet'a. Sprężarka odśrodkowa normalna. Głowice są bardzo gęsto użebrowane, rozstawienie żeber około 5 mm. Gaźnik dolny, własnej konstrukcji; świece i iskrowniki Marelli.

A 80 RC 41 (rys. 5). Podwójna gwiazda o 18 cylindrach, o mocy startowej powyżej 1000 KM, z gaźnikiem górnym dwudyszowym, własnej konstrukcji, typu „Master Control". Świece i iskrowniki Marelli; rozrusznik Viet'a. Na tym silniku regulator stałych obrotów umieszczony jest na tylnej komorze. Wstawka doprowadzająca mieszankę z gaźnika do spirali dolotowej sprężarki jest ogrzewana spalinami. Przymocowany jest również, na spodzie tylnej komory, membranowy regulator temperatury smaru.



Fot. w/g. prosp. firmy.
Rys. 6. Silnik Argus As 10 C.

Compagnia Nazionale Aeronautica. Roma.

Wytwórnia ta wystawiła dwa silniki małej mocy.

C.N.A. C2-bis. Silnik o dwóch cylindrach przeciwległych poziomych o mocy maximalnej 38 KM.

C VI IRC 43. Silnik rzędowy odwrócony o 6-iu cylindrach, ze sprężarką objętościową Roots'a, z jedną charakterystyczną cechą, rzadko spotykaną w silnikach tej klasy, to jest z wałkiem rozrządu, umieszczonym na dole silnika, trochę z boku głowic.

Silniki innych państw

Argus Motoren Gesellschaft. Berlin.

Wytwórnia ta wystawiła silnik As 10 C-III (rys. 6) o zwiększonej mocy w stosunku do poprzedniego typu As 10 wystawionego w 1935 r. Trzeba zaznaczyć, że silnik ten posiada bardzo szerokie zastosowanie w lotnictwie niemieckim. Jest to silnik szeregowy odwrócony w V, o ośmiu cylindrach, niewielkiej stosunkowo mocy 240 KM, dosyć ciężki, gdyż waży prawie 900 gr/KM. Bez sprężarki i bez reduktora. Posiada zato kilka ciekawych szczegółów konstrukcyjnych. Głowice są lane, dwuzaworowe, o wlocie i wylocie na zewnątrz V, tak że wewnętrzna przestrzeń V jest całkowicie zużytkowana na spiętrzenie powietrza chłodzącego. Każdy rząd jest zasilany za pomocą jednego gaźnika. Gaźniki firmy S.U.M. są przystosowane do lotów na plecach, oraz posiadają regulator składu mieszanki i są ogrzewane zapomocą spalin z dwóch tylnych cylindrów. Dolot powietrza do gaźników od wewnątrz V. Obydwie rury dolotowe są połączone w środku dosyć grubym przewodem wyrównywującym nierównomierności w zasilaniu. Iskrowniki Bosch'a umieszczone z przodu silnika oraz pompka benzynowa podwójna Junkers'a z automatyczną regulacją ciśnienia.

Hirth Motoren G.m.b.H. Stuttgart.

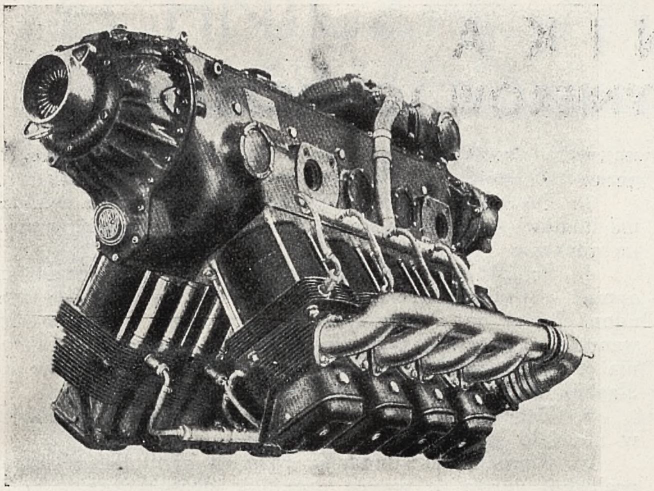
Wytwórnia ta wystawia znane z poprzedniego salonu silniki małej i średniej mocy HM 60 R, HM 504 A, HM 506 A, oraz HM 508 H. Ten ostatni (rys. 7) szeregowy odwrócony w V o 8-iu cylindrach z reduktorem, jest ciekawy tym, że kąt rozstawienia cylindrów wynosi 60° a nie 90°, jakby należało się spodziewać w tym układzie 8-iu cylindrów. Oczywiście wszystkie silniki mają przeważającą część łączeń poszczególnych części uskutecznionych zapomocą znanych ząbków Hirthowskich. Ciekawy również jest rozrząd bezpośredmio z wału głównego, bez wałka rozrządczego a z popychaczami.

Brandenburgische Motorenwerke. Berlin.

Jest to firma powstała z działu lotniczego koncernu Siemensa. Wystawiła więc stare silniki Siemensa Bramo Sh 14 A 4 oraz Bramo 322 H 2 (dawniej Siemens S.A.M. 322 H2). Poza tym wytwórnia ta wystawiła bardzo ciekawą nową kreację: silnik 323-J, Bramo Fafnir (rys. 8). Jest to 9-cylindrowa gwiazda chłodzona powietrzem o mocy maksymalnej 850 KM. Posiada nadzwyczaj obficie użebrowane głowice. Są one prawdziwym arcydziełem odlewniczym. Rozstawienie żeber poniżej 5 mm, a długość ich

Silniki na Salonie Lotniczym w Mediolanie 1937 r

Firma	Typ silnika	Układ	Chłodz.	Ilość cylindrów	Litraż w lt	Średn. cylindrów mm	Skok mm	Średn. zewn. mm	Moc nom. KM	Ilość obr. nom.	Wysokość nom. m.	Moc startowa	Stos. sprężania	Przekładn. redukt.	Przekładn. spręż.	Ciężar kg.	Zuż. paliwa gr./KMg	Zuż. smaru gr./KMg	Ciężar na 1 KM gr.	Moc z litra KM
Piaggio	P VII C 16	gw.	pow.	7	19·334	146	165	1256	460	2100	1600	430	6	—		325	260	20	715	23·7
	P VII C 45	gw.	,,	7	19·334	146	165	1256	390		4500	425	6	—	6·5/1	340	280	20	760	23·3
									450		1500		6		11·5/1		260			
	P IX RC 40	gw.	,,	9	24·858	146	165	1320	610	2250	0	610	6	1·61/1		445	260	20	730	24·5
									580		4000						280	20		
	P X R	gw.	,,	9	24·858	146	165	1320	700	2350	1000	670	6	1·61/1		430	260	20	615	28·1
	P XI RC 40	gw. podw.	,,	14	38·6	146	165	1328	1000	2200	4000	1000	6	1 61/1	7·9/1	650	220	10	650	25·9
	P XII	gw. podw.	,,	18	49·716				1600							800			500	32·2
Isotta Fraschini	Asso 750 RC 35	W	wodne	18	47·1	140	170	—	870	1800	4000	955	5·7	0·658		730	253		840	18·5
	Asso L-121 RC 40	V	,,	12	32·646	146	160	—	900			900		0·743		594			660	27·6
	Asso XI RC 40	V	,,	12	32·646	146	160	—	836	2400	5200	860	6·7	0·743		594	245		710	25·5
	Asso A 120 IRCC 40	V odwr.	pow.	12	26·685				665			770		0·641		540			812	25·0
	Astro 7 C 40	gw.	,,	7	20·8				460		4000	420				328			715	22·0
	Astro 140 RC 30	gw. podw	,,	14	34·668				970		4500	890		0·625		620			640	27·9
Fiat	A 74 RC 38	gw. podw.	pow.	14	31·250			1190	840	2400	3800	890		1/1 526		570	230		680	26·9
	A 80 RC 41	,, ,,	,,	18	45.720			1330	1000	2100	4100	1030		1/1·6		725	220		725	22
	A 80 RC 20	,, ,,	,,	18	45·720			1330	1100	2100	2000	1200		1/1·6		725	200		660	24·1
	As 6	V	ciecz	24	51·1	130	140	—	3100	3300	0		7	1/1·666		930			300	60·5
Alfa Romeo	Alfa 135 RC 33	gw. podw'	pow.	18	49·6				1350			1500								27·2
	Alfa 126 RC 34	gw.	,,	9	28·628	146	190		750	2300	3400	800		0·655		485	235	5÷7	650	26·2
	Alfa 115 - I	rzęd odwr.	,,	6	9·186	118	140	—	190	2100	0	210		—	—	210	225		1100	20·6
	Alfa 110 - I	,, ,,	,,	4	6·124	118	140	—	120	2100	0	130		—	—	136	225		1130	19·5
C.N. A.R.	CNAC-2 bis	poziomy	pow.	2	1.4	90	110	—	38	2700	0	38		—	—	42	213	7		
	C VI. IRC 43	sz. odw.	,,	6	4·2	90	110	—	150	3400	4500	160		2 : 1		185	246	18		
Argus	As 10 C - III	V odwr.	pow.	8	12·667	120	140	—	200	1880	0	240	5·9	—	—	213	235	8	1060	15·8
Brandenb. Motor. Werke	Bramo 322	gw.	pow.	9	22·0				650											29·5
	Bramo Sh 14 A 4	,,	,,	7	7·7	108	120	940	160	2200	0	160	6·2	—	—	125	230	5—8	780	20·8
	Bramo-Fafnir 323-J	,,	,,	9	26·82	154	160	1388	665	2100	4200	730	6·4	1/1·61		545			820	24·8
Hirth	HM 60 R	sz. odw.	pow.	4	3·595	102	110	—	72	2320	0	80	5·8	—	—	97	235	1·5	1340	20.0
	HM 504 A	,, ,,	,,	4	3·984	105	115	—	95	2450	0	105	6·0	—	—	116	220	1·5	1220	23·8
	HM 506 A	,, ,,	,,	6	5·976	105	115	—	145	2420	0	160	6·0	—	—	174	225	3	1200	24·2
	HM 508 H	V odwr.	,,	8	7·968	105	115	—	215	2900		240	6·0	1/1·5		220	215	5	1020	27·0
Junkers	Jumo 205	rzęd.	wodą	6	16 62	105	2×160	—	510	2200		600		1/1·63		520	170	6÷10	1020	30·6
	Jumo 210	V odwr.	ciecz.	12	19·7	124	136	—	680	2700	3700	690	6·5	1/1·75		440		6÷10	650	34·5
	Jumo 211	,,	,,	12	35	150	168	—	975	2300	4200	1000	6·5	1/1·15		585		8÷12	600	27·8
Gnome Rhone	M 14 Mars	gw. podw.	pow.	14	18·98			950	650	3000	4000	700	7			420	210		650	34·2
	P - 18	,, ,,	,,	18	54·24				1300	2170	4000	1400	7			850	210		655	24·0
Hispano Suiza	Y - 21	V	woda	12	36	150	170	—	880	2400	2800	900	5·8	1/1·5		470	260	8	535	24·5
	14 - AB	gw. podw.	pow.	14	32	135	130	1014	680	2400	3500	650	6·1	1/1·6	9·38	460	250	7·5	690	21·0
Walter	Atom II	poziom.	pow.	2	1·1			—	25	3700	0	28		—	—	40			1600	23·7
	Mikron II	,,	,,	4	2·33			—	60	2700	0	62		—	—	62	245		1030	25·6
	Minor 4	rzęd. odw.	,,	4	4·0	105	115	—	85	2260	0	95	5·3	—	—	93	250	8÷12	1090	21·2
	Major 4	,, ,,	,,	4	6·124	118	140	—	120	2100	0	130	5·2	—	—	140	240	6÷10	1170	19·8
	Major 6	,, ,,	,,	6	9·2	118	140	—	190	2100	0	205	5·2	—	—	175	250	10÷15	920	20·7
	Scolar	gw.	,,	9					160			180			—					
	Bora II-R	,,	,,	9	9 35	105	120	1096	230	2400	0	245	6·3	1/1·5		172	240	6÷10	750	23·6
	Super Castor 1	,,	,,	9	18·8	135	146	1192	430	2200	1750	480	5·8	1/1·5		355	250	18	830	22·8
	Sagitta III	V odwr.	,,	12	18·37			—	520		2000	550				365			705	28.3



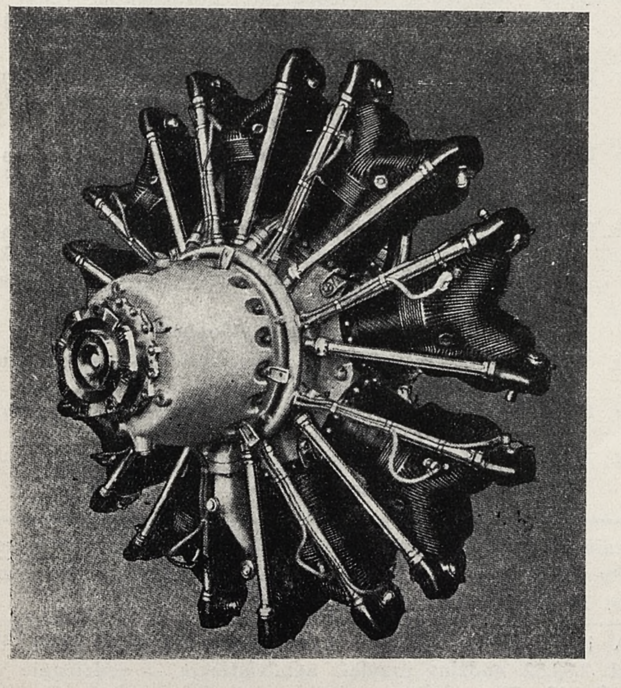
Fot. w/g. prosp. firmy.

Rys. 7. Silnik Hirth HM 508 H.

przekracza w niektórych miejscach 50 mm. Głowice o tak dużej powierzchni chłodzącej nie były jeszcze wystawione przez żadną wytwórnię, nawet w Ameryce. Silnik ten posiada jeszcze duże możliwości, gdyż podczas prób w locie okazał się on podobno za zimnym. Posiada on następujące szczegóły konstrukcyjne: zawory wydechowe o grzybku chłodzonym sodem, wał dzielony, korbowód główny niedzielony, karter kuty, sprężarka odśrodkowa, gaźnik dolny firmy Pallas typu „Master-Control" ogrzewany spalinami, podwójna pompa paliwowa Junkers'a Jumo Gr 4, świece Siemensa, oraz bardzo ciekawy podwójny iskrownik firmy Bosch. Jest to silnik bardzo nowoczesny. Podobno jest już w próbach podwójna gwiazda tego typu, zaopatrzona w turbo-sprężarkę.

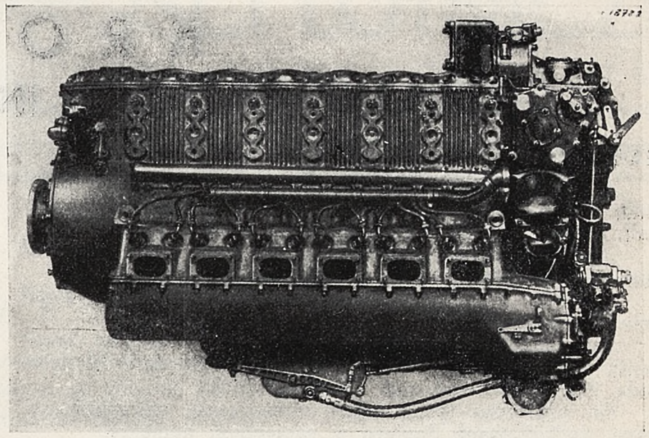
Junkers Flugzeug und Motorenwerke. Dessau.

Poza dobrze znanym Dieslem Jumo 205 wystawiono interesujące dwa silniki, podobne do siebie tylko o różnych litrażach i mocach: Jumo 210 (rys. 9) i Jumo 211. Są to silniki rzędowe w V odwrócone o 12 cylindrach, chłodzone cieczą. Reduktor, umieszczony poniżej osi wału wykorbionego, pozwala na umieszczenie armatki strzelającej przez oś śmigła. Silniki te są zaopatrzone w sprężarki dwubiegowe, umieszczone z tyłu silnika równolegle do jego osi podłuż-



Fot. w/g. prosp. firmy.

Rys. 8. Silnik Bramo „Fafnir" 323 J.



Fot. JFM.

Rys. 9. Silnik Jumo 210.

nej. Wydech skierowany na stronę zewnętrzną V, a obydwie świece umieszczone są pod zaworami wydechowymi, co ze względu na przebieg spalania jest bardzo korzystne. Gaźnik, bardzo płaski, umieszczony pod spodem silnika, w środku V, jest czterodyszowy i doprowadza mieszankę czterema przewodami do dwóch rur ssących, umieszczonych wzdłuż głowic od wewnętrznej strony V. Silniki te robią wrażenie nadzwyczaj zwartych, chociaż dosyć ciężkich. W rzeczywistości są one stosunkowo lekkie, prawdopodobnie wskutek zastosowania w bardzo dużych ilościach elektronu. Silniki te są bezsprzecznie najciekawszymi eksponatami salonu.

S. A. Walter. Praha.

Wytwórnia ta wystawiła znaną już dawniej całą swoją bogatą kolekcję silników od najsłabszych, jak Atom II, aż do średnich mocy, jak Sagitta III i Super-Castor. Te dwa ostatnie posiadają zwiększoną moc w stosunku do dawniejszych eksponatów.

Gnôme-Rhone. Paris.

Wystawione są dwa silniki. Słynny z ostatniego salonu w Paryżu M-14, Mars, gwiazda podwójna 14-cylindrowa, chłodzona powietrzem, o średnicy zewnętrznej bardzo małej, oraz P-18, gwiazda podwójna 18-o cylindrowa, o mocy 1400 KM, o głowicach bardzo ładnie użebrowanych.

Hispano-Suiza. Paris.

Wystawione są również dwa silniki. Słynny „Moteur-Cannon", Y-21, 12-cylindrowy w V, chłodzony wodą, oraz 14 AB, 14-cylindrowa gwiazda podwójna, chłodzona powietrzem, o bardzo małej średnicy zewnętrznej.

Śmigła

Dział śmigieł o zmiennym skoku był również bogato reprezentowany, gdyż prawie każda fabryka silników oraz niektóre wytwórnie płatowców robią takie śmigła.

Tak więc Fiat wystawił swoje śmigła o zmiennym skoku, budowane według licencji Hamilton'a.

Wytwórnia Piaggio wystawiła śmigła własnej konstrukcji, jak również i wytwórnie Savoia-Marchetti i Alfa Romeo. Śmigło Savoia-Marchetti jest przerobioną licencją śmigła Ratier. Alfa-Romeo zato dała konstrukcję własną bardzo ciekawą. Widzimy to śmigło na fotografii silnika Alfa 135 RC-32 (rys. 4). Zapomocą silniczka elektrycznego, umieszczonego na nosie silnika, przez przekładnię ślimakową, obracana jest śruba, przesuwająca w jedną lub w drugą stronę tarczę trójkątną, wirującą wraz ze śmigłem i posiadająca cięgna, zapomocą których obracane są łopaty śmigła dokoła swej osi. Łopaty śmigła łożyskowane są na piaście zapomocą dwóch łożysk o rolkach stożkowych.

Ciekawy był wtryskiwacz elektromagnetyczny konstrukcji inżyniera Fuscaldo, wystawiony przez firmę Caproni, który podobno już zdał egzamin na jednocylindrówce Isotty Fraschini. Obecnie odbywają się próby na silniku 12-cylindrowym. Wtryskiwacz ten jest zdumiewająco prosty w swej konstrukcji i działaniu. Powinien on znaleźć szerokie zastosowanie.

Inż. Jerzy Bełkowski.

KRONIKA
ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ZEBRANIA ODCZYTOWE

„Constant Speed Propellers" (Śmigła o stałych obrotach) wygłosił dnia 25 października 1937 r. Frank W. Caldwell, dyrektor techniczny firmy Hamilton Standard.

„Synchronizacja karabinów maszynowych" wygłosił dnia 29 października 1937 r. inż. Lucjan Frycz.

„Metody regulacji zużycia paliwa w locie" wygłosił dnia 5 listopada 1937 r. inż. Wacław Litwinowicz.

„Szkolenie rzemieślników w naszym przemyśle lotniczym. Cz. I — Szkolenie uczniów" wygłosił dnia 12 listopada 1937 r. por. inż. mg. Adam Jaworski.

Ze względów technicznych streszczenia odczytów zostaną wydrukowane dopiero w następnym numerze.

SPROSTOWANIE

W związku z podanym w ostatnim numerze na stronie 293 streszczeniem dyskusji, która odbyła się po odczycie kol. Jagoszewskiego p.t. „Planowość jako podstawa organizacyjna dynamicznych układów gospodarczych", redakcja otrzymała od por. inż. mg. Jaworskiego list, stwierdzający, że streszczenie to nie odzwierciadla istotnego przebiegu dyskusji. Poniżej podajemy przebieg dyskusji w brzmieniu, podanym przez kol. Jaworskiego (przepisane z listu):

Zabierając głos w dyskusji, oświadczyłem:

1. Istnieje dziś powszechna wśród ekonomistów opinia o braku jakichkolwiek praw naturalnych, rządzących życiem gospodarczym. Fizjokratom, twórcom takiego światopoglądu ,wytknięto ten błąd prawie dwa wieki temu.

2. „Żelazne", jak mówi prelegent, prawo: n.K = C, jest w nauce ekonomii niespotykane i zgoła nieprawdziwe, bo zakładając n = 1, otrzymamy: K = C, t. zn., że koszt równa się cenie produktu jednostkowego, co, jak wiadomo. nigdy w życiu nie zachodzi, gdyż cena jest przede wszystkim wynikiem walki na rynku (prelegent oznaczył przez „n" ilość, „K" koszt jednostkowy, „C" cena).

3. Poprosiłem o zdefiniowanie pojęcia „prawo cyklicznej budowy świata", na które powołał się prelegent w swoim odczycie.

4. Projekt pieniądza pracy, który chciałby prelegent oprzeć o wydajność czarnego robotnika, wysunął już Proudon. Został on powszechnie skrytykowany. Proponowany wzorzec nawet w naszym kraju wykazuje olbrzymie wahania (1 godz. pracy Poleszuka i 1 godz. pracy górnika na Śląsku), a cóż mówić o światowej średniej.

5. Teoria Marxa podana została przez prelegenta w niewiele mówiącym uproszczeniu.

6. Najrozmaitsze fundacje różnych kapitalistów, które prelegent uważa za wzrost czynnika idealistycznego, należy oceniać bardzo ostrożnie. Niedawno publikowane w prasie pamiętniki sekretarza Rockefellera dowodzą, że większość fundacji tego imienia miała cele handlowe. Czynnik więc egoizmu odgrywa i w takich nawet wypadkach poważną rolę.

7. Wyraziłem żal, że prelegent, używając pewnych zasadniczych spornych dotąd w ekonomii pojęć, jak n.p. pojęcie wartości, nie podał, za którym poszedł ekonomistą.

Na moje uwagi od p. 1 do 6 nie otrzymałem odpowiedzi. Żadnych prac Pareto, Amonna, Sombarta prelegent nie zacytował. Twierdzę kategorycznie, że nawet nazwisk tych ekonomistów nie wymienił, zarówno w czasie samego odczytu jak i podczas odpowiedzi na moje zarzuty. Powołał się jedynie na ostatnią książkę Biegeleisena, nie podając jednak, które poglądy z tego źródła czerpał. Prelegent przedstawił graficznie, co należy rozumieć za istotnie prawdziwe prawo, które musi być skierowane do człowieka. Zarówno kryterium jak i wykres jest dla mnie do dziś niezrozumiały.

WIADOMOŚCI
ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

1. Dziennik Urzędowy Ministerstwa Komunikacji Nr. 43 z dnia 14.X.1937 r. zamieścił 7 okólników i dwa obwieszczenia w sprawach Lotnictwa Cywilnego.

2. Urząd Patentowy R. P. w Nr. 10 swych wiadomości zamieścił wykaz patentów na wynalazki z dziedziny lotnictwa:

Nr. 25522. Sylwester Grabiński (Pszów, Polska). Klinowe urządzenie spadochronowe.

Nr. 25573. Hippolyt Saurer (Arbon, Szwajcaria). Wtryskowy silnik spalinowy.

Nr. 25550. The Bristol Aeroplane Company Limited (Bristol, Wielka Brytania). Urządzenie regulacyjne do lotniczego silnika spalinowego z dodatkowym doprowadzeniem mieszanki spalinowej.

Nr. 25472. Jeroga-A. G. (Bazyleja, Szwajcaria). Gaźnik na ropę naftową.

Nr. 25589. Louis Coatalen (Saint-Ouen, Francja). Zawór iglicowy miarkowania dopływu ciekłego paliwa w silnikach spalinowych.

Nr. 25459. Robert Bosch Aktiengesellschaft (Stuttgart, Niemcy). Urządzenie do zmiany chwili zapłonu w urządzeniach zapłonowych silników spalinowych za pomocą ciśnienia cieczy.

Nr. 25470. Robert Bosch Aktiengesellschaft (Stuttgart, Niemcy). Magneto do silników spalinowych.

Nr. 25568. Simmonds Development Corporation Limited (Londyn, Wielka Brytania). Naśrubek samozabezpieczający się.

Nr. 25491. Junkers Flugzeug-und-Motorenwerke Aktiengesellschaft (Dessau, Niemcy). Urządzenie do tłumienia drgań części konstrukcyjnych.

Nr. 25593. Jean Frédéric, Georges, Marie. Leon Charpentier (Saint-Cloud, Francja). Płat, opierzenie lub śmigło samolotu.

Nr. 25555. Zdzisław Jarosiński (Warszawa, Polska). Urządzenie do uruchomiania z odległości rączki zamka karabina maszynowego na samolocie.

Udzielono wzorów użytkowych.

Nr. 6774. Ministerstwo Spraw Wojskowych, Warszawa. Maska lotnicza.

Nr. 6775. Ministerstwo Spraw Wojskowych, Warszawa. Suwak rachunkowy lotniczy.

Nr. 6838. Wacław Łobanowski, Warszawa. Automatyczna bomba lotnicza.

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18,00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi (rozrachunek Nr. 283), wolnymi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI. REDAKCJA i ADMINISTRACJA: Czerwonego Krzyża 21/23 m. 35
Redaktor odp.: TADEUSZ STAWIŃSKI tel. 2.08.52, godziny przyjęć: administracja — codziennie w godz. 18—20; redaktor—wtorki, czwartki i soboty 18—19.

4351 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka. Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59